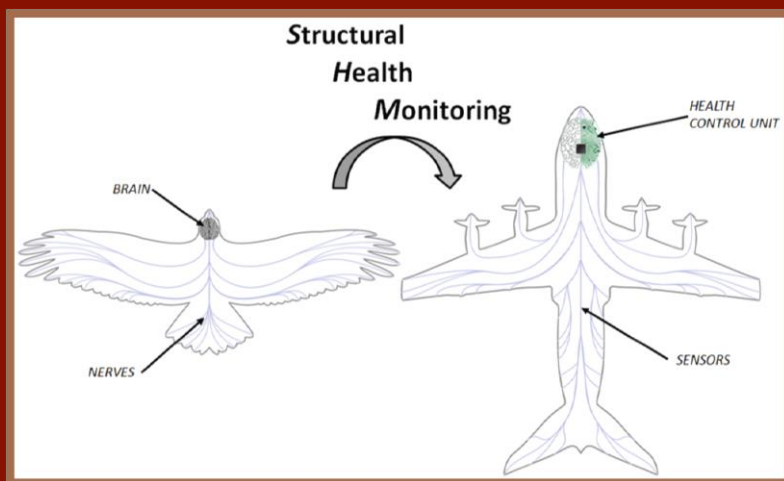


Tesis Doctoral

Ingeniería Aeronáutica

Monitorización estructural SHM mediante redes de Bragg



Autor: Nicolás Gutiérrez Vázquez
Director-Tutor: Dr. Pedro Galvín Barrera
Director: Dr. Fernando Lasagni



Dep. Mecánica de medios continuos y teoría de estructuras
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
y FADA-CATEC
2018



Tesis Doctoral
Ingeniería Aeronáutica

Monitorización estructural SHM mediante redes de Bragg

Autor:

Nicolás Gutiérrez Vázquez

Director-Tutor:

Dr. Pedro Galvín Barrera

Profesor titular

Dep. de Mecánica de medios continuos y teoría de estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Director:

Dr. Fernando Lasagni

Jefe de división de Materiales y Procesos

FADA-CATEC

Sevilla, 2018

Tesis doctoral: Monitorización estructural SHM mediante redes de Bragg

Autor: Nicolás Gutiérrez Vázquez

Director- Dr. Pedro Galvín Barrera

Tutor:

Director Dr. Fernando Lasagni

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2018

El Secretario del Tribunal

*A mi familia, a
Carmen y a mis
compañeros de
CATEC*

Agradecimientos

Al autor le gustaría agradecer a FADA-CATEC la financiación, el tiempo y el apoyo tanto económico como técnico en el desarrollo de este trabajo. En especial a Fernando Lasagni, director de esta Tesis y guía técnica. A mi compañera Rosario Fernández por su asistencia en gran parte del trabajo, por toda la ayuda y los ratos que hemos compartido durante su realización. A Álvaro Espín, quien ha colaborado con su apoyo en los momentos difíciles y con sus conocimientos y experiencia tanto en el tema personal como técnico. A Juan Gutiérrez por su ayuda con el desarrollo del demostrador del ala. Y en general, a toda la división de Materiales y Procesos del centro.

Muchas gracias al departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras de la Universidad de Sevilla por permitir el desarrollo y la presentación de este trabajo. Sobre todo, a Pedro Galvín (director-tutor), que aparte de tener unos grandes conocimientos técnicos en todo lo que respecta a esta Tesis, ha mostrado siempre una gran disponibilidad para ayudar y aportar lo máximo posible. Muchas gracias también por toda la guía en el programa de doctorado a Vladislav Mantic.

Por último, al autor le gustaría agradecer a su familia y su pareja Carmen Curiel el apoyo, la calidez, el ánimo y el cariño que siempre es necesario para llevar a cabo cualquier meta en la vida, y en especial una tan importante como una Tesis doctoral.

Resumen

En esta Tesis doctoral se demuestra el alto potencial y elevado nivel de disponibilidad tecnológico de las redes de Bragg como sensor principal en sistemas de monitorización de estructuras aeronáuticas. Se trata de sensores precisos, fiables, “embebibles”, inertes a la radiación electromagnética, fácilmente multiplexables, etc. La monitorización mediante redes de Bragg permite controlar el estado estructural, incrementando la seguridad y reduciendo los costes de mantenimiento. Permite cambiar el paradigma de revisiones de basadas en tiempo a basadas en condiciones. Además, el estudio de los datos procedentes de los sensores posibilita mejorar los criterios de diseño y retroalimentar los modelos informáticos dando lugar a generaciones de estructuras más ligeras y eficientes.

Este trabajo tiene como principal objetivo la evaluación de redes de Bragg en fibra óptica como sensor para monitorización estructural en el ámbito aeronáutico. Este objetivo general se articula a su vez en otros más específicos.

En primer lugar, se estudia su respuesta ante distintos tipos de esfuerzo y métodos de integración en el material en comparación con otros sensores como galgas extensiométricas y extensómetros y sistemas de videocorrelación. Estos ensayos permiten calibrar los sensores de forma adecuada y con ello poder predecir su futuro comportamiento y precisión. Al tener unas dimensiones y peso prácticamente despreciables, la fibra óptica se puede introducir entre las capas de material compuesto sin provocar distorsión. Se verifica el funcionamiento de los sensores embebidos y se determina la posición más adecuada en un laminado.

En el sector aeroespacial, el material compuesto se somete a un ciclo de autoclave durante su fabricación. La presión y el calor durante el proceso provocan un efecto adverso en las redes de Bragg, llamado birrefringencia, que dificulta o imposibilita la extracción de datos de los sensores. En este trabajo se desarrolla un algoritmo

que permite analizar el fenómeno para obtener la máxima información posible. Este procesamiento puede funcionar en tiempo real y no requiere una base computacional intensiva.

Se estudia también el comportamiento de la fibra cuando se la somete a incrementos térmicos y el proceso de conversión de la señal extraída del sensor a temperatura. Se implementan y comparan varios métodos teóricos y experimentales.

Cualquier magnitud física-química que se pueda transformar mediante algún mecanismo en deformación o temperatura es medible mediante redes de Bragg. Cuando una estructura se encuentra sujeta a esfuerzos dinámicos, es especialmente útil tener acceso a medidas de aceleración. Por ello, se diseña un acelerómetro basado en una red de Bragg y fabricado haciendo uso de tecnologías de fabricación aditiva. Se trata de un sensor muy ligero, con buena sensibilidad y alta frecuencia de resonancia. Este desarrollo abre las puertas a la implementación de redes de sensores de fibra que puedan cubrir todas las magnitudes estructurales necesarias en una aeronave sin necesidad de añadir sensores de tipo electrónico o con otro principio de funcionamiento.

Una vez se han explorado las capacidades de la fibra a nivel probeta en laboratorio, se diseñan y fabrican demostradores tecnológicos que permiten poner en valor sus capacidades mediante aplicaciones prácticas e industriales. En el primero de ellos, se instala una red de sensores embebidos en el ala de una aeronave no tripulada. Su posicionamiento se realiza en base a un modelo de elementos finitos. A continuación, se ensaya y se diseñan algoritmos que permiten analizar en tiempo real, alarmas de carga, conteo de ciclos de fatiga, despliegue de mecanismos en función de las deformaciones, etc. Esta serie de características podrían estar en el futuro implementadas en estructuras inteligentes.

Para que las redes de Bragg avancen en su nivel de disponibilidad tecnológica es necesario probar que pueden instalarse y sobrevivir en un ambiente relevante o industrial. En este trabajo se implementa una red con 4 líneas y 14 sensores sobre una cabina de fibra de carbono-epoxy (CFRP) fabricada por AIRBUS D&S. Esta se usa para monitorizar con éxito sus deformaciones en distintos ensayos de presurización.

Las redes de Bragg en fibra óptica demuestran ser un sensor excelente con una

respuesta igual de precisa y estable que galgas extensiométricas y termopares en todos los ensayos realizados, añadiendo importantes ventajas como su capacidad de multiplexación y su peso y dimensiones despreciables, etc. Además permiten la implementación de otro tipo de sensores como acelerómetros. Se posicionan de esta manera como una tecnología muy a tener en cuenta en el desarrollo de sistemas de monitorización estructural.

Abstract

This thesis demonstrates the high technology readiness level (TRL) and potential of fiber Bragg gratings (FBGs) as main sensor in structural monitoring systems installed in composite materials. They are accurate, reliable, embeddable, inert to electro-magnetic radiation, easily multiplexable, etc. Structural monitoring by means of FBGs allows controlling the state of a structure, increasing safety and reducing maintenance costs. The use of monitoring systems makes possible the change from time-based to condition-based maintenance without penalizing safety, allowing also in-service life extension. Furthermore, the data harvested from sensors can be used for improving design criteria and retrofeed numerical and computational models allowing new generations of structures lighter and more efficient.

The main objective of this work is the evaluation of fiber Bragg as a sensor for structural monitoring in aeronautical field. This goal divides in some more specific. First, its response to different types of efforts and integration methods is studied in comparison with other sensors like strain gauges and extensometers and digital image correlation (DIC) systems. These tests allow calibrating the sensors and predicting their future behavior and precision. By having practically negligible dimensions and weight, the optical fiber can be introduced between the layers of composite material without causing distortion. The operation of the embedded sensors is verified and the most suitable position is determined in a composite laminate.

In the aerospace sector, the composite material undergoes an autoclave cycle during its manufacture. The pressure and heat during the process cause an adverse effect on the Bragg gratings, called birefringence. This makes it difficult or impossible to extract data from the sensors. In this work an algorithm is developed

that allows analyzing the phenomenon to obtain the maximum possible information. This processing can work in real time and does not require an intensive computational base.

The behavior of the fiber is also studied when it is subjected to thermal increases and the conversion process from the signal extracted from the sensor to temperature. Several theoretical and experimental methods are implemented and compared.

Any physical-chemical magnitude that can be transformed by some mechanism in strain or temperature is measurable through Bragg gratings. When a structure is subject to dynamic efforts, it is especially useful to have access to acceleration measures. Therefore, an accelerometer is designed based on a Bragg grating and manufactured using additive manufacturing (AM) technologies. It is a very light sensor, with good sensitivity and high resonance frequency. This development is a gateway to the implementation of fiber sensor networks that can cover all the necessary structural magnitudes in an aircraft without the need to add electronic or other operating principle sensors.

Once the capacities of the fiber optic sensors have been proved in laboratory, technological demonstrators are designed and manufactured. These applications make patent the industrial and practical uses of the technology. In the first of the demonstrators, a sensor network is embedded into a wing of an Unmanned Aerial System (UAS). Their installation locations are obtained by means of a finite element method (FEM). Next, the system is tested and algorithms are designed to obtain real time load alarms, cycles counting, automatic mechanism deployment based on strain level, etc. This series of features could be implemented in smart structures in the future.

For increasing the TRL of FBGs, it is necessary to prove that they can be installed and survive in a relevant or industrial environment. In this work a sensor network with 4 lines and 14 FBGs is installed in a carbon fiber reinforced plastic (CFRP) cabin manufactured by AIRBUS D&S. This is used to successfully monitor its strain in different pressurization tests.

FBGs prove to be an excellent sensor as accurate and stable as strain gauges and thermocouples in all developed tests, adding important advantages such as multiplexing capacity and negligible weight and dimensions, etc. They also allow

the implementation of other types of sensors like accelerometers. They are positioned in this way as a technology to be taken into account in the development of structural monitoring systems.

Índice

Agradecimientos	viii
Resumen	x
Abstract	xiv
Índice	xviii
Lista de acrónimos	xxi
1 Introducción	1
1.1 <i>Motivación</i>	1
1.2 <i>Estado del arte</i>	4
1.2.1 Monitorización de la salud estructural y redes de Bragg	4
1.2.2 Instalación y medición de redes de Bragg	14
1.3 <i>Objetivos y contribuciones originales de esta Tesis</i>	20
1.4 <i>Organización del texto</i>	22
2. Caracterización mecánica	25
2.1. <i>Estado del arte</i>	27
2.2. <i>Discrepancia de medida y conversión nm-μm</i>	33
2.3. <i>Ensayos fibra encolada</i>	36
2.3.1. Tracción	36
2.3.2. Flexión	48
2.3.3. Ensayos dinámicos	50
2.3.4. Fatiga	59
2.4. <i>Ensayos fibra embebida</i>	64
2.4.1. Efecto de la fibra en el material huesped	64
2.4.2. Tracción	70
2.4.3. Flexión	73

2.4.4. Fatiga	75
2.5. Ensayos comparativos FO encolada-embebida	85
2.5.1. Material Tipo 1	85
2.5.2. Material Tipo 2	94
2.6. Discusión	104
3. Birrefringencia/Espectros multipico	111
3.1. Estado del arte	112
3.2. Representación de espectros multipico	118
3.2.1. Representación de espectros en la probeta CS-TFAN1	119
3.2.2. Representación de espectros en la probeta CS-TFAN2	121
3.3. Tratamiento de espectros multipico	122
3.3.1. Aplicación del tratamiento	134
3.4. Progresión de la birrefringencia con el tiempo	136
3.5. Discusión	142
4. Caracterización térmica	143
4.1. Estado del arte	143
4.2. Cálculo de temperatura	152
4.3. Discusión	161
5. Acelerómetro FBG	165
5.1. Estado del arte	165
5.2. Teoría, diseño y fabricación	170
5.3. Simulaciones numéricas	173
5.4. Ensayos y resultados de caracterización	176
5.5. Ensayos y resultados sobre una estructura	179
5.6. Discusión	185
6. Demostradores tecnológicos	187
6.1. Estado del arte	188
6.2. Ala de UAS instrumentada con FBGs	197
6.2.1. Sistema aéreo no tripulado Locomove	197
6.2.2. Modelo FEM	199
6.2.3. Sistema de monitorización FBG	200
6.2.4. Ubicación de sensores FBG	201
6.2.5. Ensayos y resultados	203
6.2.6. Discusión	210

6.3. <i>Ensayos de presurización de la cabina CFRP de un avión</i>	211
6.3.1. Ensayo 1,85 psi	218
6.3.2. Ensayo 3 psi	223
6.3.3. Ensayo 7,7 psi	228
6.3.4. Discusión	232
7. Conclusiones y futuros desarrollos	243
Referencias	247
Anexo I: Materiales y fabricación	273
Anexo II: Equipamiento	277
Anexo III: Curriculum vitae del autor	291

Lista de acrónimos

ABS	<i>Acrylonitrile Butadiene Styrene</i> – Acrilonitrilo Butadieno Estireno
ACARE	<i>Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe</i> – Consejo para la investigación y la innovación en la aviación en Europa
AM	<i>Additive Manufacturing</i> – Fabricación aditiva
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i> – Sociedad Americana para los ensayos y los materiales
ATEX	
CAD	<i>Computed Assisted Design</i> – Diseño asistido por ordenador
CAI	<i>Compression After Impact</i> – Compresión tras impacto
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Plastic</i> – Plásticos reforzados con fibra de carbono
CM	<i>Condition Monitoring</i> – Monitorización del estado
EDA	<i>European Defense Agency</i> – Agencia Europea de Defensa
ETSI	Escuela Técnica Superior de Ingeniería
FBG	<i>Fiber Bragg Grating</i> – Red de Bragg en fibra óptica
FDM	<i>Fused Deposition Modelling</i> – Fabricación por deposición fundida
FEM	<i>Finite Element Method</i> – Método de elementos finitos
FFT	<i>Fast Fourier Transform</i> – Transformada rápida de Fourier
FO	<i>Fiber Optic</i> – Fibra óptica
FRF	<i>Frequency Response Function</i> – Función de respuesta en

	frecuencia
GFRP	<i>Glass Fiber Reinforced Plastic</i> – Plásticos reforzados con fibra de vidrio
I+D	Investigación y Desarrollo
LPG	<i>Long Period Grating</i> – Red de periodo largo
MEMS	<i>Micro Electro Mechanical Systems</i> – Sistemas microelectromecánicos
MRO	<i>Maintenance Repair and Overhaul</i> – Mantenimiento, reparaciones y revisiones
MO	<i>Micron Optics</i>
NDT	<i>Non Destructive Testing</i> – Ensayos no destructivos
POF	<i>Plastic Optical Fiber</i> – Fibra óptica de plástico
SHM	<i>Structural Health Monitoring</i> – Monitorización de la salud estructural
SLS	<i>Selective Laser Sintering</i> – Sinterización selectiva por láser
TRL	<i>Technology Readiness level</i> – Nivel de disponibilidad tecnológica
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i> – Sistema Aéreo no tripulado
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> – Vehículo aéreo no tripulado
UPM	Universidad Politécnica de Madrid
US	Universidad de Sevilla
UT-PA	Ultrasonidos <i>Phased Array</i>

1 INTRODUCCIÓN

En este capítulo introductorio se describe el marco general en el que se desarrolla esta Tesis doctoral, comenzando con la motivación para su realización y el estado del arte actual de la monitorización de la integridad estructural y de las redes de Bragg. Adicionalmente también se desarrollan los objetivos y contribuciones originales y se explica la organización del texto para guiar en su lectura y comprensión.

1.1 Motivación

El avance de la globalización ha permitido una apertura del comercio mundial, una mejora de las comunicaciones y un intercambio de ideas y de conocimientos sin precedentes, lo que ha conllevado un incremento de la competencia en servicios y productos. Este efecto se manifiesta especialmente en los campos de ingeniería, ciencia e investigación, donde países emergentes como China, India o Brasil se perfilan cada vez más como jugadores de primera línea frente a la Unión Europea (UE), USA y Rusia. Según el *“Report of the High Level Group on Aviation Research Flighthpath 2050”* [1], elaborado por la Comisión Europea, la investigación y el desarrollo (I+D) son claves para mantener las capacidades y competitividad de Europa. El liderazgo tecnológico, que es la raíz del éxito europeo actual, debe seguir siendo su mayor diferenciador competitivo. En este marco, se realizan los trabajos que han dado lugar a esta Tesis sobre monitorización estructural con redes de Bragg.

La instalación de sistemas de monitorización estructural posee muchas ventajas. Por ejemplo, el acceso a los datos de los sensores en tiempo real permite supervisar de manera continuada una estructura, analizando en que grado opera de su envolvente de diseño y alertando si se superan límites preestablecidos. Así, se posibilita el cambio de filosofía de mantenimientos basados en tiempo, a basados en uso o condiciones, aumentando la seguridad y reduciendo costes. Entre un 9 % y un 19 % de los costes de operación de una aerolínea se deben al mantenimiento de los aviones [2,3]. Mediante el uso de estrategias de monitorización adecuadas, esta cantidad puede ser reducida, creando una ventaja competitiva.

Durante condiciones climáticas adversas, desastres naturales o accidentes, las estructuras pueden verse sometidas a cargas no previstas en su diseño. La monitorización puede entonces realizar una evaluación de su integridad, permitiendo una decisión rápida y fiable sobre la seguridad de continuar usando dichas estructuras. El informe citado previamente [1] y la agenda de innovación y desarrollo estratégico desarrollada por ACARE (*Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe*) [4] establecen como uno de los retos de la aviación europea reforzar la seguridad. Como parte de sus líneas estratégicas citan explícitamente que “los sistemas de transporte aéreo poseerán avanzados sistemas de monitorización que permitan predecir y mitigar problemas técnicos y operacionales”. En el caso de la aviación de combate, por ejemplo, la regulación actual ya exige que lleven instalados sistemas de monitorización del uso, debido a las condiciones extremas a las que puede verse sometida durante su operativa [5].

La sensorización y registro de datos permite además profundizar en el conocimiento del comportamiento estructural. Esta información puede usarse para optimizar el diseño de nuevas generaciones de estructuras, reduciendo costes y mejorando el rendimiento. Esto alcanza una especial criticidad cuando se trata de sistemas de transporte, donde la disminución de peso lleva aparejada una reducción de impacto ambiental (consumo y emisiones). La protección del medio ambiente es otro de los objetivos perseguidos por la agenda de desarrollo estratégico [4]. La UE se encuentra muy comprometida con este objetivo (3º del *FlightPath 2050*) [1], destinándose grandes inversiones a través de multitud de programas como el *Clean Sky* [6].

La alta tasa de innovación a la que se encuentran sujetas las empresas para mantener el liderazgo tecnológico supone un reto para la elaboración de planes de ensayo y calidad adecuados, pudiendo dar lugar a estructuras con defectos que

comprometan su seguridad. La monitorización estructural se presenta como un mecanismo de control continuo, que compatibiliza altas dosis de innovación sin poner en peligro vidas humanas o bienes materiales. Tanto la NASA como AIRBUS D&S en colaboración con AERION se encuentran trabajando en programas de aviación civil supersónica que se espera que estén disponibles a medio plazo [7–11]. La empresa BOOM supersonic también se encuentra desarrollando un avión supersónico y ya tiene pedidos por parte de JAPAN AIRLINES (JAL) y VIRGIN [12]. Los altos costes operacionales y la seguridad fueron las razones que llevaron al abandono del último avión supersónico de pasajeros del mundo, el Concorde. Mediante la adecuada implantación de sistemas de monitorización estructural pueden mitigarse ambos efectos.

Los datos obtenidos por medio de sensores instalados en estructuras pueden usarse para retroalimentar modelos numéricos, haciéndolos más precisos y eficaces. Adicionalmente, el tratamiento de estos datos puede automatizarse para encontrar patrones de daño o comportamientos anómalos mediante *Machine Learning* y redes neuronales dando lugar a *Smart Structures*, la generación de sistemas nerviosos artificiales, autopilotos o controladores de nueva generación. Otra de las tecnologías aplicables es el *Big Data* y los modelos desarrollados para el mismo [13], incrementando la rapidez del análisis y la extracción de características o patrones destacados. Es la sinergia de este tipo tecnologías la que puede permitir a Europa mantener y extender su liderazgo tecnológico e industrial (2º reto del *FlightPath 2050* de la UE [1]), sobre todo en un sector tan dinámico, innovador y estratégico como el aeroespacial.

La empresa matriz aeronáutica europea AIRBUS también se encuentra comprometida con la monitorización estructural. En 2013 participó en la creación de la norma SAE 6461 [14], que ofrece una guía para implementación de sistemas de monitorización de la salud estructural (SHM) en aviones de ala fija. En esta línea, en el “*International Workshop of SHM*” (celebrado en Standford en el mismo año), el Dr. Clemens Bockenheimer, líder de SHM y ensayos no destructivos (NDT) de AIRBUS, presenta un trabajo sobre “Validación, verificación e implementación de SHM en AIRBUS” [15], en el que explica los pasos que seguirán para la implementación de sistemas de monitorización estructural en los próximos años. Según el Dr. Bockenheimer “el SHM es la clave para mejorar la operabilidad de los aviones y para conseguir diseños estructurales revolucionarios”. En 2015, se funda TESTIA [16] dentro del grupo EADS, que será la encargada de proporcionar

servicios de NDT y SHM, y de elevar el nivel de disponibilidad de tecnologías y aplicaciones de SHM.

Recientemente, la Agencia Europea de Defensa (EDA) ha financiado varios proyectos relacionados con la instalación de redes de sensores para monitorización estructural en aeronaves. Entre ellos el proyecto HECTOR (*HElicopter fuselage Crack moniToring system and prognosis through on-board sensOR network*) finalizado en diciembre de 2011. La investigación continuó a través de ASTYANAX (*Aircraft fuSelage crack moniToring sYstem And prognosis through on-boArd eXpert sensor network*), que se realizó con la colaboración de los Ministerios de Defensa de España, Italia y Polonia y concluyó en diciembre de 2015 con una dotación de 4,17 M€ [17].

Las redes de Bragg en fibra óptica (FBG) se posicionan dentro del marco presentado como un sensor de alta potencialidad al poseer la sensibilidad y precisión de las conocidas galgas extensiométricas y otras ventajas adicionales como: la posibilidad de medir temperatura, peso y diámetro despreciables (que permite instalarlas en el interior del material), inerte a medios electromagnéticos, posibilidad de uso en ambientes peligrosos, etc.

1.2 Estado del arte

1.2.1 Monitorización de la salud estructural y redes de Bragg

La monitorización de la integridad estructural o *Structural Health Monitoring* (SHM por sus siglas en inglés) es una rama de la ingeniería centrada en el estudio y desarrollo de sistemas que permiten obtener información sobre la integridad estructural. Representa el procedimiento de implementación de estrategias de detección de daño en estructuras aeroespaciales, marinas, de ingeniería civil o mecánica [18,19], siendo el daño cualquier variación en las propiedades geométricas, condiciones de contorno o de los materiales de estos sistemas [20,21]. El proceso involucra la observación de la estructura en intervalos de tiempo prefijados, la extracción de características y su análisis para determinar el estado actual de salud.

Según la norma SAE ARP6461, el SHM se define como el proceso de adquirir y analizar datos procedentes desde sensores abordo para evaluar la salud de una

estructura [14]. Los sensores y los medios necesarios para la manipulación, el almacenamiento y análisis de los datos deben estar instalados permanentemente a bordo. Desde un punto de vista más conceptual y sencillo, mediante la aplicación de monitorización estructural se pretende implementar una red de sensores capaces de adquirir y almacenar variables de tipo mecánico relacionados con la estructura, y la capacidad computacional necesaria para evaluar su estado. El SHM trata de implementar técnicas para emular los sistemas nerviosos de los seres vivos (Figura 1-1).

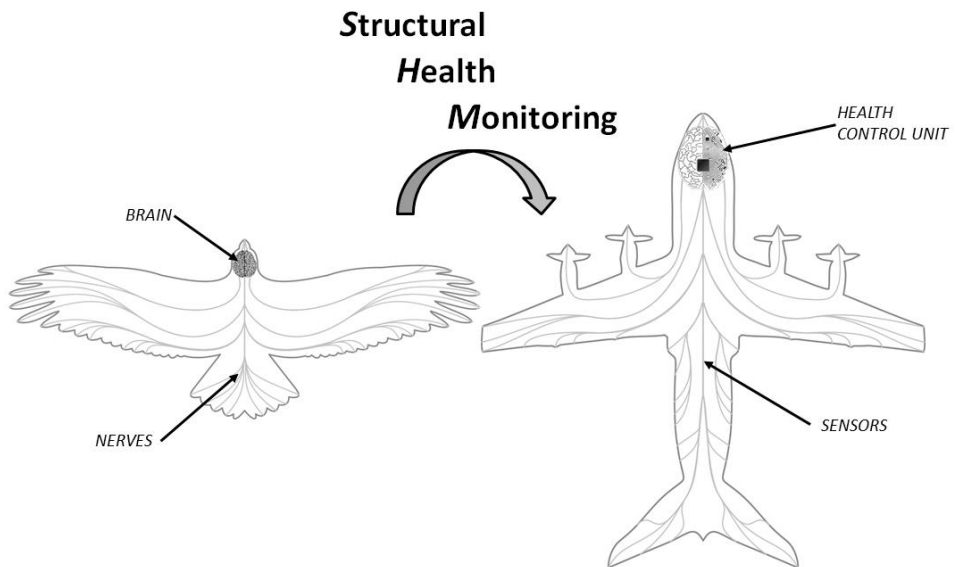


Figura 1-1. Aplicación del concepto de redes de sensores y sistema nervioso a sistemas de ingeniería, base conceptual del *Structural Health Monitoring*.

En función de las capacidades del sistema implementado, Rytter [22] establece distintos niveles asociados a la presencia de daño:

- Nivel 1:* Detección de la aparición de daño. Indicación cualitativa (Detección).
- Nivel 2:* Localización del daño (Localización).

-*Nivel 3*: Cuantificación de la cantidad de daño (Cuantificación).

-*Nivel 4*: Dada una cierta cantidad de daño estructural, asegurar la seguridad y estimar el tiempo de vida en servicio (Prognosis).

La disciplina es relativamente joven. Aunque los primeros conceptos surgieron a finales del siglo XIX, fue al final de los 80 cuando los ingenieros empezaron a tener en cuenta el concepto de salud estructural. Este nuevo grupo de ideas fue especialmente bienvenido en la industria aeroespacial y civil [23]. Durante los últimos diez años los desarrollos sobre monitorización estructural han experimentado un gran crecimiento potenciados por los nuevos desarrollos en materiales, el aumento de la capacidad computacional y otros factores socioeconómicos relacionados con la mejora de la seguridad y la optimización de las operaciones de mantenimiento [3,24]. Correspondientemente, el número de publicaciones sobre el tema ha ido aumentando rápidamente. A día de hoy, ya se considera que el SHM está suficientemente maduro como para que hayan emergido ciertos axiomas reconocidos de forma general [25,26]:

-*Axioma I*: Todos los materiales tienen defectos o fallos de fabricación.

-*Axioma II*: La evaluación de daños requiere de una comparación.

-*Axioma III*: La detección de la presencia y localización de daño se puede realizar mediante técnicas de tratamiento de aprendizaje no supervisado [27], pero la cuantificación del daño solamente puede ser realizada usando aprendizaje supervisado.

-*Axioma IVa*: Los sensores no pueden medir daño. Debe usarse procesamiento de señal y clasificación estadística para convertir la información recabada en daño.

-*Axioma IVb*: Sin una apropiada extracción de características de la señal, cuanto más sensible es una magnitud al daño, más sensible es a cambios en las condiciones de operación y del ambiente.

-*Axioma V*: La escala de tamaño y tiempo asociadas a la iniciación y evolución de un daño dictan las propiedades de un sistema de sensorización para SHM.

-*Axioma VI*: Existe un equilibrio entre la sensibilidad al daño y la capacidad para filtrar ruido de un algoritmo.

-*Axioma VII*: El tamaño del daño que puede ser detectado en sistemas dinámicos es inversamente proporcional al rango de frecuencias de excitación.

-*Axioma VIII*: El daño incrementa la complejidad de una estructura.

Estos axiomas aunque representan una base sólida desde donde comenzar a construir un sistema de monitorización, no son suficientes, es necesario añadir una serie de algoritmos que permitan tomar decisiones a partir de los datos procedentes de los sensores.

La adopción de los principios y métodos del SHM ofrecen una serie de ventajas frente a los sistemas diseñados e implementados de forma tradicional. Por ejemplo, cuando ocurre algún evento imprevisto de tipo extremo o catástrofe natural, como un atentado terrorista o un tsunami, pueden usarse para obtener de forma inmediata información precisa y fiable sobre la integridad y la seguridad de las estructuras involucradas. Tanto la monitorización del estado (CM por sus siglas en inglés, *Condition Monitoring*) como el SHM permiten obtener información en tiempo real. La inspección no destructiva, al contrario, se utiliza con la estructura fuera de servicio y en regiones en las que el daño ya ha sido localizado y quiere obtenerse su magnitud.

Cualquier cambio en el historial de carga, en la geometría o en las características estructurales puede ser detectado y considerado en caso de que sean necesarias acciones correctivas. El sistema se monitoriza de forma continua, tratando de descubrir daño incipiente. Por ello, gracias a conocer su estado en profundidad, se puede alargar la vida en servicio de las estructuras. La sociedad actual depende fuertemente de muchas de sus infraestructuras y debido a causas económicas o sociales, muchas de ellas requieren costes muy altos para ser sustituidas. La aplicación del SHM permite extender su vida útil sin comprometer la seguridad.

Las estructuras de gran tamaño pueden poseer regiones inaccesibles o que entrañan graves riesgos al ser inspeccionadas, lo que complica en gran medida la medición de sus puntos críticos. El SHM podría ayudar también en este caso permitiendo una evaluación precisa y segura [24,28,29].

Las filosofías de mantenimiento han ido evolucionando para minimizar el impacto en la seguridad y el coste de un fallo o corte en el servicio. La estrategia más sencilla es el uso hasta la rotura o la aparición de un problema crítico. Esta aproximación no requiere de ninguna inversión en monitorización, pero el coste puede ser muy alto en el caso de no recibir avisos previos. Además esta metodología no puede usarse

si se pone en peligro a seres vivos. Una sistemática más sofisticada es la de mantenimientos periódicos, en la que se cambian los componentes basandose en intervalos de tiempo prefijados dependiendo de su desgaste y criticidad. Se trata del sistema seguido actualmente en el mundo del transporte en base a ciertas horas de vuelo o kilometraje. Esta aproximación es más segura, aunque poco eficiente, ya que los componentes se sustituyen sin haber finalizado su vida útil. El SHM haría posible un cambio en la filosofía de mantenimientos desde uno basado en tiempo a otro basado en condiciones. Esto permite la adaptación de las tareas de mantenimiento en función del uso o de las condiciones de vida de una estructura, pudiendo cuando sea posible alargar el intervalo entre inspecciones, y con ello reduciendo el tiempo fuera de servicio y bajando los costes de operación. Actualmente, el coste de mantenimiento de los aviones (*MRO-Maintenance, Repair and Overhaul*) supone entre un 9 y un 19 % del presupuesto total de una aerolínea [2,3] (Figura 1-2).

La seguridad y los beneficios económicos asociados al mantenimiento basado en las condiciones pueden disfrutarse solamente si se implementa un sistema de monitorización que permita la detección del daño con suficiente antelación como para evitar algún problema crítico. La ligera desventaja de esta aproximación es que requiere un hardware de mayor complejidad y algoritmos de análisis.

La rápida evolución de la tecnología provoca que en muchos diseños se utilicen materiales novedosos, cuyos procesos de degradación no han sido caracterizados adecuadamente. La alta competitividad y la necesaria reducción de costes pueden dar lugar a la utilización de coeficientes de seguridad inadecuados. Esto hace aun más necesario la implementación de sistemas de monitorización que puedan detectar posibles problemas en los estadios más tempranos posibles, y con ello evitar consecuencias de seguridad o económicas, daños o pérdida de vidas.

Adicionalmente, un sistema monitorizado proporciona gran cantidad de datos a lo largo de su vida útil, que si son adecuadamente recopilados, organizados y estudiados pueden usarse para ajustar los modelos numéricos, mejorando las predicciones para las siguientes líneas de productos o estructuras.

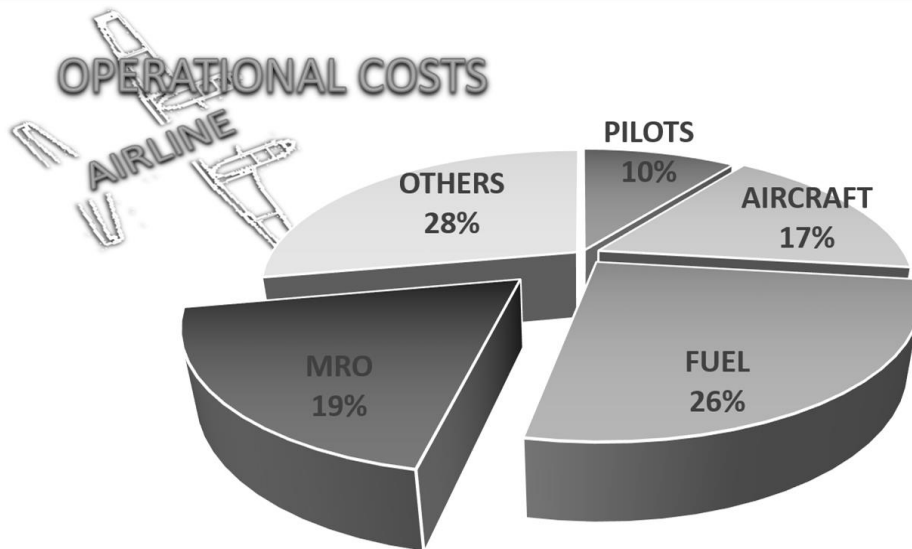


Figura 1-2. Desglose de los gastos de mantenimiento de una aerolínea. Un 19 % se dedica al mantenimiento de las aeronaves (MRO).

Finalmente, la tendencia de muchas de las compañías que fabrican productos de alto coste como estructuras de avión, reactores, coches, etc. es cambiar su modelo de negocio de la venta al alquiler. Así, estas empresas también se harían cargo del mantenimiento. El SHM puede, por una parte, alargar la vida en servicio de manera segura incrementando los beneficios y por otra parte, permitiría la evolución de los costes del alquiler hacia unos relacionados con las características del uso del sistema y los daños provocados, en lugar de simplemente por el tiempo. Los objetivos principales de la monitorización de la salud estructural son el incremento de la seguridad y la reducción de los costes operacionales [30–32].

Actualmente existen muchos grupos investigando en SHM. Algunos se encuentran trabajando en algoritmos y métodos. Por ejemplo, Papatheou et al. [33] y Dervilis et al. [34] han utilizado el aprendizaje supervisado y las redes neuronales para la detección de daño. Otros investigadores han concentrado sus esfuerzos en la monitorización de la salud mediante sensores eléctricos, que se encuentran ampliamente disponibles, se pueden reparar y no necesitan un cambio de principio de funcionamiento para su comunicación con los sistemas de adquisición. Johnson

et al. [35] o Solís et al. [36,37] han trabajado en la detección de daño o diagnosis usando acelerómetros piezoeléctricos (Figura 1-3 (a)) y O'Connor et al. [38] han utilizado sensores inalámbricos basados en galgas extensiométricas (Figura 1-3 (b)) para medir ciclos de fatiga mediante el algoritmo *rainflow*. Mientras tanto, otros han autores como Senyurek [39] y Zhao et al. [40,41] han usado ondas de Lamb (Figura 1-3 (c)) para detectar, localizar y medir daño. Esta tecnología, aunque prometedora, aún necesita geometrías relativamente simples junto con un gran número de transductores para ser suficientemente precisa.

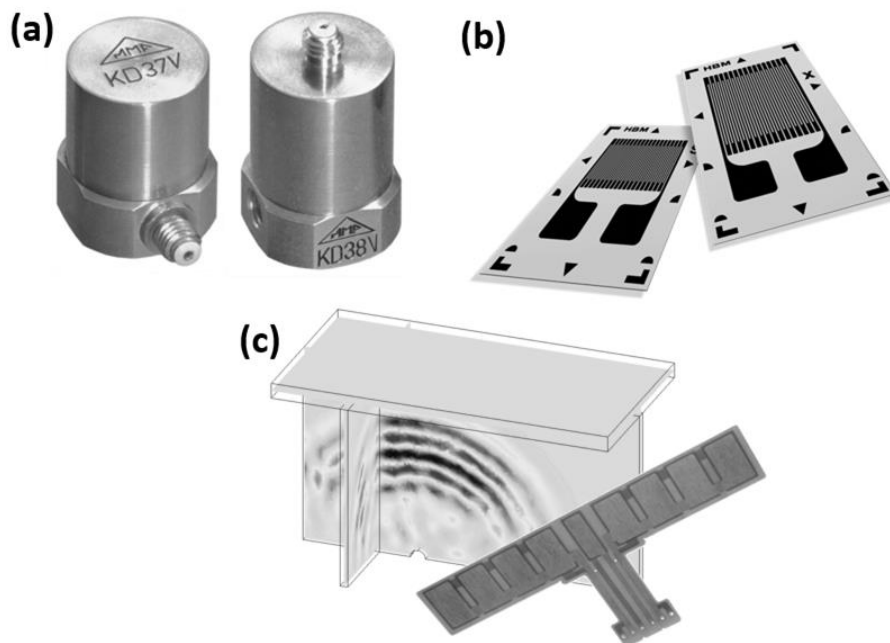


Figura 1-3. Sensores utilizados tradicionalmente en SHM: (a) Acelerómetros piezoeléctricos, (b) galgas extensiométricas y (c) ondas de Lamb y parches piezoeléctricos.

Una tecnología que va aumentando su presencia y popularidad son las redes de Bragg en fibra óptica. Una red de Bragg o *Fiber Bragg Grating* (FBG) consiste en un patrón de franjas con diferente índice de refracción que se fotoinscribe mediante un láser de ultravioleta (UV) en el núcleo de una fibra óptica con una longitud

característica de pocos milímetros (Figura 1-4 (a)). Las FBG reflejan una longitud de onda particular y transmiten el resto (Figura 1-4 (b)) debido a la variación periódica del índice de refracción del núcleo de la fibra. Por ello, las redes de Bragg se pueden usar como un filtro óptico para bloquear ciertas longitudes de onda o como reflector de una longitud de onda concreta. Esta última aplicación es la que hace posible su utilización como sensores de deformación o temperatura.

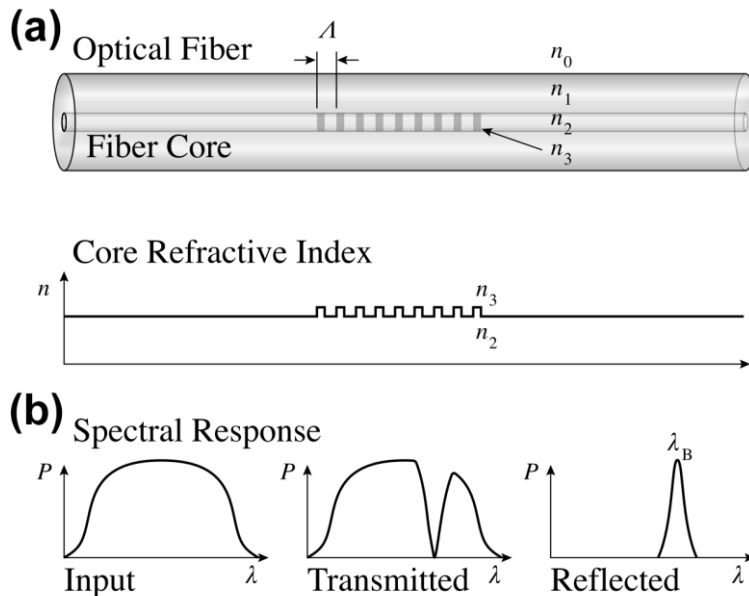


Figura 1-4. Redes de Bragg en fibra óptica: a) Patrón de diferente índice de refracción y (b) Espectro de luz introducido, transmitido y reflejado en la red de Bragg.

Las FBGs poseen muchas ventajas, especialmente para su aplicación en los sectores aeroespacial y civil [42–52]:

- *Tamaño y peso muy reducidos*: la fibra óptica posee como mínimo dos partes. La primera es el núcleo (Core), que es por donde viaja la luz y posee un diámetro de entre 4 y 9 μm (Fibras monomodo) y la segunda es la corteza (Cladding), que envuelve al núcleo y posee un coeficiente de refracción

menor obligando a la luz a mantenerse en su interior. La fibra alcanza con la corteza un diámetro de entre 40 y 125 μm . Tanto núcleo como corteza están compuestos por vidrio de silicio, zafiro, plásticos, etc. Normalmente se añade un recubrimiento o cubierta (*Buffer*) para dotar a la fibra de mejores propiedades mecánicas. Éste aumenta su espesor hasta un diámetro de entre 125 y 250 μm . La que se utiliza para comunicaciones ópticas posee una cubierta de acrilato. Otros recubrimientos como la polyimida o el Ormocer® (un tipo de polímero cerámico de altas prestaciones) poseen mejores propiedades mecánicas y resistencia a temperatura. La fibra más utilizada en este trabajo es de tipo 9/125/165 μm (Figura 1-5), con recubrimiento de polyimida y un peso de aproximadamente 0,15 g/m (OS 1100, ver Anexo II).

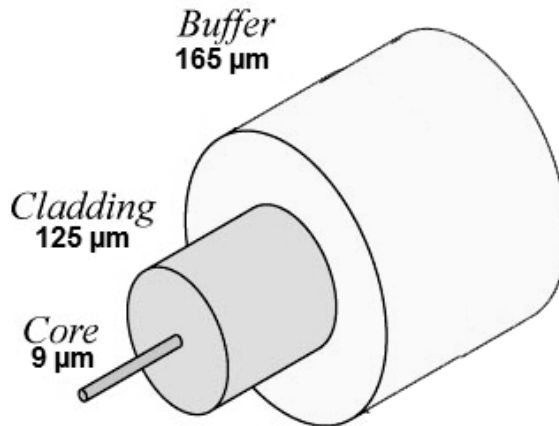


Figura 1-5. Estructura de la fibra óptica monomodo usada en este trabajo: núcleo (9 μm), corteza (125 μm) y recubrimiento (165 μm).

- *Inmunidad electromagnética:* La fibra óptica no emite ni sufre distorsión a causa de radiación electromagnética, ya que su principio de funcionamiento es óptico.

- *Alta resistencia a fatiga y corrosión:* Tanto el núcleo como el revestimiento son prácticamente inmunes a ataques químicos. La resistencia a fatiga es similar a la de los materiales compuestos como la fibra de vidrio o de carbono.
- *Facilidad para multiplexar:* Los equipos actuales para medir FBGs pueden detectar hasta un máximo de 80 sensores por línea de fibra. Mediante el uso de multiplexores este número puede elevarse aun más. Esto reduce significativamente la cantidad de líneas/cables de rutado necesarias en comparación con otros sensores como galgas extensiométricas o acelerómetros piezoeléctricos.
- *Bajo consumo de potencia:* La transmisión de luz en fibra óptica se realiza sin apenas pérdidas (0,1-0,3 dB/km alrededor de 1550 nm). Los puntos más problemáticos de una instalación son las curvas pronunciadas, las soldaduras y los conectores.
- *Capacidad de integración y de trabajo en atmósferas peligrosas y explosivas (ATEX):* Al utilizar únicamente luz para su funcionamiento, pueden utilizarse en atmósferas peligrosas como en contacto con tanques de combustible.

Las principales limitaciones de la fibra óptica están relacionadas con la alta probabilidad de roturas durante la manipulación e instalación. La fibra óptica es muy débil ante esfuerzos cortantes y radios de giro muy pronunciados [53–55]. El diseño del rutado de las líneas de fibra debe hacerse con curvas suaves para evitar pérdidas y reducir las posibilidades de rotura.

La adecuación de los sensores de fibra para monitorizar estructuras aeroespaciales en tiempo real ya se ha probado en algunos estudios, existiendo casos de adquisición de datos en pequeñas pruebas piloto [56]. Adicionalmente la compañía AIRBUS ha anunciado que entre sus planes a largo plazo se encuentra incorporar redes de sensores FBG [15]. Al mismo tiempo, algunos de los puentes que se han construido recientemente en el ámbito de la ingeniería civil incorporan este tipo de sensores para realizar análisis de daño durante su vida en servicio [57,58].

1.2.2 Instalación y medición de redes de Bragg

Los materiales compuestos pueden instrumentarse mediante FBG de dos maneras: con los sensores encolados/adheridos a su superficie o embebidos entre sus capas [59].

La primera forma es la más sencilla. Se realiza tras la fabricación del componente o material. La línea de fibra queda accesible para añadir nuevos sensores, pero las FBGs se encuentran muy expuestas al encontrarse en el exterior del componente. Se usa fibra óptica con recubrimiento de acrilato, polyimida u Ormocer®, aunque se recomienda utilizar los últimos dos por su mayor homogeneidad, rigidez y grado de adhesión a la corteza de la fibra.

Los sensores encolados/adheridos para medir deformaciones deben contar con un proceso de pegado adecuado. Este debe asegurar que los esfuerzos se transmiten de la forma más fiel posible desde la capa más externa del material al sensor. La instalación de fibra óptica encolada en este trabajo sigue el mismo procedimiento que el de pegado de una galga extensiométrica (proceso validado y aceptado por la industria), adaptado a las peculiaridades geométricas de la fibra. En primer lugar, se limpia adecuadamente la zona de instalación con un paño humedecido con un limpiador no abrasivo, como alcohol etílico. A continuación, se marca con rotulador indeleble la posición deseada para el sensor. En el caso de la fibra se realizarán únicamente dos puntos o pequeñas líneas que fijarán su posición a una distancia aproximada de 1,5 veces la longitud del sensor. Se sitúa un extremo sobre la primera marca de las anteriores alineada con la segunda. Se vierte una pequeña gota de pegamento y se extiende inmovilizando al mismo tiempo el sensor. Normalmente se utiliza un cianocrilato convencional. El LOCTITE 401 [60] es un buen ejemplo, por ser un producto sencillo de conseguir, de bajo coste y buenas propiedades de adherencia en todas las superficies. Pueden usarse otros pegamentos, dependiendo de las peculiaridades del proyecto. CATEC ha probado también otros cianocrilatos como el HBM Z70 [61] o pegamentos bicomponentes como el HBM X60 [62] con idénticos resultados. Una vez seco, se prueba que la adherencia es correcta efectuando pequeños tirones con los dedos. A continuación, ejerciendo cierta presión para mantener el sensor estirado, se posiciona sobre la segunda marca y se vierte pegamento suficiente para cubrir por completo la fibra entre las dos marcas iniciales. Si el pegamento no tuviera un aplicador fino, se recomienda utilizar una pequeña paleta de plástico para extenderlo. Como los cianocrilatos curan con humedad, si el proceso de pegado se realiza en condiciones

de aire seco se puede utilizar un acelerante. Se mantiene la presión durante el proceso y pasados unos minutos el sensor está listo.

Para instalar fibra de la segunda forma (embebida) es necesario participar en el proceso de fabricación y colocar los sensores durante el apilado. Desde ese momento se puede medir y utilizar los datos para monitorizar el curado o para caracterizar posibles desviaciones geométricas o golpes producidos durante la fabricación o el transporte. La salida de la fibra del material suele ser un punto crítico y se puede realizar por el borde o por la superficie (Figura 1-6). En ambos casos debe estar protegida para evitar el corte de la línea y pérdida de los sensores. Existen multitud de estrategias de protección desde el uso de capilares de Nylon® o metálicos, hasta complejos conectores. Tras la instalación, las fibras deben soportar el curado en autoclave a temperaturas de aproximadamente 180°C y presiones de 6-7 bares (ver Anexo I). Las redes de Bragg pueden sufrir birrefringencia (Sección 3) tras este proceso y dificultar su lectura. La mayor ventaja de esta configuración es que los sensores quedan protegidos en el interior del material, accediendo a su exterior a través de uno o dos puntos. Se evitan de esta manera complejos rutados superficiales necesarios en otros sensores como las galgas extensiométricas o los acelerómetros piezoeléctricos. La fibra óptica embebida debe estar recubierta de polyimida u Ormocer®, ya que el acrilato no soporta las altas temperaturas del curado y puede degradarse durante el proceso.

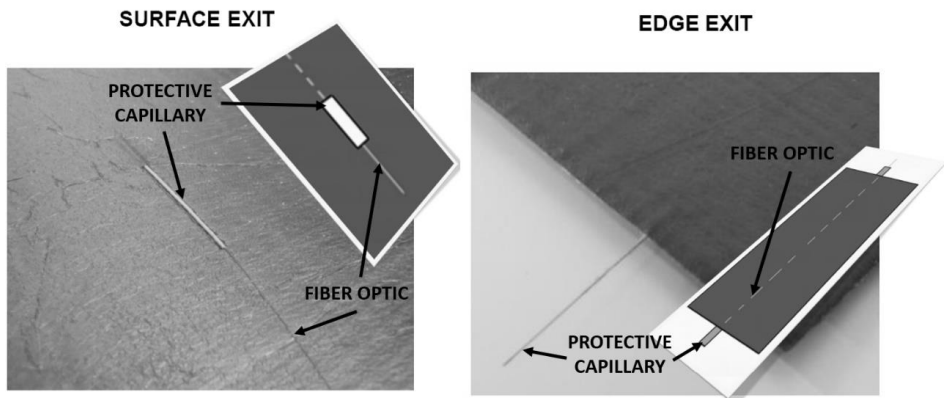


Figura 1-6. Estrategias de salida de la fibra embebida de paneles de material compuesto con capilares protectores: A través de la superficie con capilar de Nylon® y del borde con capilar metálico. Imagen extraída de [59].

En ambos casos (encolada o embebida) puede utilizarse fibra sin recubrimiento, pero se desaconseja su uso, ya que aunque su diámetro es inferior, su fragilidad y riesgo de rotura aumentan. El recubrimiento confiere protección y resistencia mecánica a la fibra óptica.

La instalación de sensores embebidos se realiza apoyando la fibra óptica sobre la capa deseada y presionando con los dedos firmemente sobre todo su recorrido. El rutado debe ser lo más recto posible, evitando curvas de radio pronunciado. No se utilizan adhesivos adicionales para no crear distorsiones en el laminado ni variar su composición. Por ello, si la fibra no se coloca cuidadosamente puede levantarse antes de añadir la siguiente capa. Si la salida se sitúa por el lateral se coloca el capilar o protector de borde al mismo tiempo. Si la salida es por la superficie, es necesario cortar los laminados e ir apilándolos evitando la fibra y su protector. Uno de los mayores inconvenientes de la fibra embebida son los puntos de salida: es muy importante diseñar con cuidado su localización y la estrategia de extracción para evitar altos porcentajes de mortandad de sensores.

Las redes de Bragg se miden inyectando luz y estudiando el espectro reflejado o transmitido (Figura 1-4), aunque lo más común es utilizar el reflejado. La luz se inyecta mediante una fuente de espectro ancho (SLED) o un láser de barrido. Las primeras suelen ir acompañadas de un espectroscopio y las segundas de un fotodiodo sincronizado. En cualquiera de los casos la señal de salida es una campana para la longitud de onda de Bragg, que es tanto más estrecha cuanto más larga sea la longitud marcada del sensor. Como las campanas suelen ser muy estrechas, comúnmente se les llama “picos”. Cuando se observa un espectro de redes de Bragg, existen tantos picos como sensores tenga la línea interrogada.

Las redes de Bragg se graban para una longitud de onda concreta según la Expresión 1-1, donde λ_B es la longitud de onda pico reflejada, n_e es el índice de refracción efectivo del núcleo de la fibra óptica y Λ es el periodo de marcado [63]:

$$\lambda_B = n_e \Lambda \quad (1-1)$$

Cuando a una red de Bragg se la somete a deformación o variaciones de temperatura, éstas alteran la distancia entre franjas en el patrón, modificando por tanto la longitud de onda del pico reflejado. Este fenómeno puede calibrarse para

utilizarlas como sensores de deformación y/o temperatura.

Si se toman incrementos sobre la Ecuación 1-1, la relación entre longitud de onda y las deformaciones y temperatura medidas por la fibra puede expresarse según la Expresión 1-2. Si la temperatura del sensor se mantiene constante, entonces puede despreciarse el segundo término. El primero puede reescribirse en función de propiedades de la fibra como en la Ecuación 1-3 [64], donde p representa una constante de tipo fotoelástico, p_{ij} son coeficientes del tensor elasto-óptico y ν el coeficiente de Poisson de la fibra. En el rango de funcionamiento de la fibra óptica estas variables se sustituyen comúnmente por los siguientes valores: p_{11} por 0,113, $p_{12}=0,252$, $\nu=0,16$ y $n_e=1,482$. De esta forma se obtiene que la constante fotoelástica p tiene un valor de 0,21 [65]. Usando la Expresión 1-3 con los valores anteriores, se calcula que la sensibilidad teórica de la fibra óptica a deformaciones es 1,22 pm/ $\mu\epsilon$.

$$\Delta\lambda = 2 \left(\Lambda \frac{dn_e}{d\epsilon} + n_e \frac{d\Lambda}{d\epsilon} \right) \Delta\epsilon + 2 \left(\Lambda \frac{dn_e}{dT} + n_e \frac{d\Lambda}{dT} \right) \Delta T \quad (1-2)$$

$$\text{Si } \Delta T=0 \rightarrow \Delta\lambda = \lambda(1 - p)\Delta\epsilon \quad ; \quad \text{Con } p = \frac{n_e^2}{2} [p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12})] \quad (1-3)$$

$$\text{Si } \Delta\epsilon=0 \rightarrow \Delta\lambda = \lambda(\beta + \alpha)\Delta T \quad ; \quad \text{Con } \beta = \frac{1}{n_e} \frac{dn_e}{dT} \text{ y } \alpha = \frac{1}{\Lambda} \frac{d\Lambda}{dT} \quad (1-4)$$

Por otro lado, si la fibra no sufre deformaciones mecánicas, el primer término de la Ecuación 1-2 puede despreciarse y la ecuación resultante expresarse como en 1-4. Donde, β representa el coeficiente termo-óptico con un valor aproximado de $8,6 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ (para núcleos de sílice dopados con germanio) y α es el coeficiente de expansión térmica del sílice que es aproximadamente igual a $0,55 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, siendo por tanto β el efecto dominante [66–72]. La sensibilidad teórica de la fibra óptica a temperatura es de aproximadamente 10 pm/K. Tanto el índice de refracción (n_e) como el coeficiente de dilatación de la fibra (α) varían con la temperatura. Dependiendo del rango de trabajo y para longitudes de onda cercanas a 1550 nm, es normalmente suficiente con una aproximación lineal. Si se necesitan una alta precisión, o bien, amplios rangos de trabajo, es necesario considerar el efecto de la temperatura de una manera más exacta.

Cuando la temperatura se mantiene constante, la Expresión 1-3 puede escribirse de una forma más familiar como en 1-5, similar a como se expresa en las galgas extensiométricas:

$$\Delta\varepsilon = \frac{\Delta\lambda/\lambda_0}{k} \quad (1-5)$$

El coeficiente de conversión nm- $\mu\varepsilon$ k (a veces llamado factor de galga por su analogía con el mismo coeficiente en las galgas extensiométricas) permite traducir el incremento de longitud de onda unitario de la red de Bragg en deformaciones. El cálculo del valor óptimo a utilizar es uno de los objetivos de esta Tesis y se explica en la sección de caracterización mecánica (Capítulo 2). La medición de temperatura mediante fibra se puede realizar a través de distintos métodos teóricos y experimentales. Los procedimientos utilizados en este trabajo se explican en la sección de caracterización térmica (Capítulo 4).

En el mercado existen diversos fabricantes de equipos interrogadores y de sensores de Bragg. Uno de los más famosos es MICRON OPTICS [73–75], fabricante del interrogador SM130-700 [76] (Anexo II), que se utiliza en esta Tesis. Otras compañías importantes son FBGS [77], NATIONAL INSTRUMENTS [78], HBM [79], etc. En muchas ocasiones estas son también fabricantes de sensores, como es el caso de MICRON, HBM o FBGS. Sin embargo, el marcado de redes de Bragg puede hacerse en laboratorios que estén dotados de un láser de UV y las máscaras o procedimientos correspondientes a las longitudes de onda deseadas. Por ejemplo, la Universidad Politécnica de Madrid (UPM) dispone de uno de ellos en sus instalaciones. Otras empresas fabricantes son la americana TECHNICA SA [80], la canadiense BRAGG PHOTONICS Inc, el *Langley Research Center* de la NASA, etc.

Los equipos interrogadores disponen de distintos métodos para calcular las longitudes de onda pico de las redes de Bragg. En este trabajo se utiliza el algoritmo de detección de picos implementado por MICRON OPTICS en sus sistemas, denominado CPM-*Centroid position method* [81]. Si el centroide se calcula mediante un umbral relativo a mitad de intensidad, entonces el método se llama *Full Width Half Maximum* (FWHM) [82,83]. Otros métodos de detección de picos usados en la bibliografía son la detección del máximo absoluto de reflexión (MRP-*Maximum reflectivity Possition*) y las aproximaciones polinomiales (PA-*Polynomial Approximation*). Estas están basadas en el cálculo del máximo de reflectividad de un ajuste polinomial a los puntos obtenidos por el aparato de medida. Algunos autores reportan diferencias en las mediciones entre unos métodos y otros de hasta 6 pm [84,85].

Los datos de longitud de onda pico se guardan posteriormente en un fichero de texto (*txt*) a través de un PC y desde este se leen y se procesan a través del software MATLAB [86].

1.3 Objetivos y contribuciones originales de esta Tesis

Tras haber introducido la definición y ventajas del SHM, la descripción de las redes de Bragg, su instalación y medición, y referencias a distintos trabajos realizados por diversos investigadores se plantean a continuación los objetivos de esta Tesis:

1. **Caracterización y validación de las redes de Bragg a nivel probeta frente a sistemas tradicionales de medición de deformación y temperatura:** Usar sensores ya plenamente adaptados a la industria, y otros que están siendo implantados para dar resultados comparativos entre todos ellos.
2. **Explorar las distintas posibilidades de incluir sensores de fibra en elementos de carbono y determinar la posición más adecuada:** Debido a su pequeño tamaño los sensores de fibra óptica pueden introducirse en estructuras mediante distintos métodos, durante la fabricación o posteriormente. Cada uno tiene sus ventajas e inconvenientes.
3. **Realización de demostradores tecnológicos y sensores que permitan explotar las capacidades de las FBGs.** Tras la validación a nivel probeta, el siguiente paso es fabricar demostradores funcionales y sensores en los que la fibra óptica demuestre sus capacidades actuales y potenciales.
4. **Implementación industrial. El entorno industrial es más complejo y más exigente que una sala de laboratorio.** En el camino del desarrollo de la monitorización estructural hay que demostrar que todos los avances son aplicables en un entorno industrial en producción.
5. **Realizar avances encaminados a elevar el nivel de disponibilidad de la tecnología (TRL-Technology Readiness Level):** En general, se trata de elevar el nivel desde el IV, en el que hay que realizar una validación de componente en el laboratorio, hasta la fabricación de un prototipo y su prueba en ambiente relevante, nivel VI.

Este trabajo cuenta, como más significativas, con las contribuciones originales explicadas a continuación:

1. **Caracterización mecánica de la fibra óptica:** Gran cantidad de trabajos encontrados en la bibliografía cuentan con pequeñas pruebas de caracterización de sensores de Bragg previas a su instalación en un demostrador, producto o estructura. Este trabajo también comienza con una caracterización, pero la contribución original del mismo es la gran cantidad de tipos de ensayos y configuraciones en las que se prueba la fibra. Se somete a configuraciones de encolado y embebido, en comparación con galgas, extensómetros y equipos modernos de videocorrelación. Se utilizan además tres tipos de materiales distintos basados en fibra de carbono-epoxy (CFRP). Se pretende buscar una constante de calibración para CFRP. Este trabajo supone también la apertura de una línea de trabajo e investigación en el centro tecnológico CATEC.
2. **Birrefringencia/espectros múltiplo (*peak splitting* y *spectra broadening*):** En los trabajos actualmente publicados sobre este fenómeno en las redes de Bragg el procesamiento de los datos siempre se hace a posteriori. Además, las investigaciones en las que se extrae más información requieren de metodologías con fuerte dependencia matemática y computacional. En este trabajo se diseña y prueba un algoritmo que permite el seguimiento de los picos surgidos en tiempo real. Adicionalmente, se demuestra que el efecto de la birrefringencia tiende a remitir con el tiempo si se somete a las probetas a temperaturas superiores a 25°C.
3. **Caracterización térmica:** La mayor parte de la bibliografía sobre cálculo de temperatura mediante redes de Bragg hacen uso de una aproximación lineal de origen teórico o experimental. Son pocos los autores que utilizan relaciones de grado mayor. Además, gran parte de ellos realizan un tratamiento térmico a la fibra antes de someterla a los incrementos de temperatura. En este trabajo se utilizan las redes de Bragg sin tratamientos. Se prueban dos aproximaciones teóricas y cuatro experimentales.
4. **Acelerómetro de bajo peso basado en FBG:** Se desarrolla un sensor que destaca por su bajo peso. Esto se consigue fabricando el cuerpo como un cilindro hueco con pared de celosía hexagonal. Para ello se hace uso de tecnologías de fabricación aditiva. Además, su sensibilidad se encuentra en la

línea de lo establecido en el estado del arte actual con una frecuencia de resonancia alta en comparación con los sensores disponibles en la literatura científica.

5. **Demostradores:** En esta Tesis se desarrolla un demostrador de capacidades de monitorización estructural sobre el ala de un sistema aéreo no tripulado (UAS-*Unmanned Aerial System*). Se trata de un desarrollo integral, desde el estudio de elementos finitos para optimizar la posición de los sensores, hasta su instalación, su lectura y tratamiento. Entre las capacidades implementadas en tiempo real se encuentran: caracterización del estado de deformaciones, alarmas visuales y auditivas a niveles preestablecidos, deflexión del alerón y conteo de ciclos. Además, se puede detectar la resonancia, pero no en tiempo real. Se trata de uno de los trabajos más completos de entre los revisados en la literatura.

Adicionalmente, se monitoriza el ensayo a escala real de una cabina de avión fabricada en CFRP mediante 4 líneas de fibra (24 sensores). Los sensores se instalan en un entorno completamente industrial al mismo tiempo que se realizan operaciones secundarias sobre el elemento. La mortandad de sensores durante la instalación es cero. El nivel de deformación registrado por las FBGs es análogo al de galgas extensiométricas situadas en sus proximidades.

1.4 Organización del texto

En este trabajo se procede de lo particular a lo general, acompañando a la tecnología desde ensayos mecánicos en laboratorio a nivel probeta hasta la fabricación o sensorización en demostradores tecnológicos o aplicaciones reales. Se recorren, al mismo tiempo, los objetivos propuestos desde el 1, el más específico, hasta el 5, el más global.

En primer lugar se explica la discrepancia de medición entre sensores y como se calcula el coeficiente de calibración de las FBGs en la Sección 2.2. Después, se exploran y comparan las capacidades de la instalación de fibra en la superficie de materiales compuestos frente a otros sensores tradicionales en la Sección 2.3. Se continúa en las Secciones 2.4 y 2.5 con la inserción de los sensores en el interior para

medición de deformaciones mecánicas y su correlación con las lecturas en la superficie en distintos materiales basados en fibra de carbono-epoxy (CFRP). Una vez conocidos aspectos básicos de medición de la fibra en distintas situaciones, se realizan estudios de bajo nivel respecto a la interpretación de los resultados, extrayendo y procesando la información del espectro de la misma en el Capítulo 3. La caracterización térmica de los datos extraídos de los sensores se realiza en el Capítulo 4.

En el Capítulo 5 se desarrolla un acelerómetro con una red de Bragg como elemento sensor y cuyo chasis se fabrica haciendo uso de tecnologías de fabricación aditiva para conseguir un peso muy reducido.

Cuando el comportamiento de la fibra se encuentra ya bien caracterizado en condiciones de pegado y embebido para deformaciones mecánicas y térmicas se utilizan estos conocimientos para el desarrollo de demostradores tecnológicos en aplicaciones reales e industriales en el Capítulo 6.

En el Anexo I se explican los distintos laminados y procesos de fabricación de CFRP que dan lugar al material utilizado en la campaña de ensayos de probetas. En el Anexo II se incluye la descripción del equipamiento más relevante usado en este trabajo. Finalmente, en el Anexo III incluye un fragmento del Curriculum Vitae del autor con una relación de las publicaciones elaboradas durante la realización de esta Tesis.

2. CARACTERIZACIÓN MECÁNICA

En este capítulo se realiza una extensiva campaña de ensayos mecánicos para caracterizar y validar el comportamiento de las redes de Bragg en configuraciones de encolado y embebido frente a esfuerzos de tracción, flexión y compresión en varios materiales CFRP (Anexo I). Su desarrollo se enfoca hacia la consecución de los objetivos 1 y 2 de este trabajo.

Para facilitar la compresión y el seguimiento de la campaña de ensayos se muestra en la Tabla 2-1 un listado en orden de aparición con los sensores instalados, la tipología de ensayo, el tipo de esfuerzo, número de ensayos y material usado en cada caso. Además de las FBGs, se añaden: galgas extensiométricas leídas por medio de un HBM MGCplus con tarjetas AP815i, un extensómetro ZWICK clip-on de clase 0,5 y un sistema de videocorrelación Aramis de la empresa GOM. En el Anexo II pueden consultarse más detalles acerca de estos equipos.

INST. DE FIBRA	TIPO ENSAYO	ESFUERZO	SENSORES	ENSAYOS	MATERIAL
ENCOLADA	ESTÁTICO	TRACCIÓN	I-Fibra y galga enfrentadas	2	<i>Tipo 3</i>
			II-Fibra y galga en la misma cara	3	<i>Tipo 3</i>
			III-Fibra y 2 galgas en la misma cara	2	<i>Tipo 3</i>
			IV-Linealidad carga y descarga	5	<i>Tipo 3</i>
			V-Fibra, galga y extensómetro	4	<i>Tipo 2</i>
			VI-Fibra, galga y Videocorrelación	4	<i>Tipo 2</i>
		FLEXIÓN	Fibra y galga	1	<i>Tipo 2</i>
	DINÁMICO	BARRIDO EN FRECUENCIA	Fibra y galga	1	<i>Tipo 1</i>
		IMPACTO	Fibra y galga	1	<i>Tipo 1</i>
		FATIGA	Fibra	1	<i>Tipo 2</i>
EMBEBIDA	EFFECTO DEL EMBEBIDO	TRACCIÓN	n/a (Fibra óptica sin marcar)	29	<i>Tipo 2</i>
	ESTÁTICO	TRACCIÓN	Fibra y galga	3	<i>Tipo 2</i>
		FLEXIÓN	Fibra y galga	2	<i>Tipo 2</i>
	DINÁMICO	FATIGA	Fibra	2	<i>Tipo 2</i>
ENCOLADO Y EMBEBIDO	MATERIAL TIPO 1	TRACCIÓN	Fibra enc. emb. y galga	3	<i>Tipo 1</i>
		FLEXIÓN	Fibra enc. emb. y galga	7	<i>Tipo 1</i>
		COMP	Fibra enc. emb. y galga	6	<i>Tipo 1</i>
	MATERIAL TIPO 2	TRACCIÓN	Fibra enc. emb. y galga	6	<i>Tipo 2</i>
		FLEXIÓN	Fibra enc. emb. y galga	8	<i>Tipo 2</i>
		COMP	Fibra enc. emb. y galga	6	<i>Tipo 2</i>

Tabla 2-1. Listado resumen de ensayos de caracterización mecánica con el tipo de ensayo, esfuerzo, sensores incluidos, número y tipo de material.

2.1. Estado del arte

La fibra óptica como medio para medir deformaciones se utiliza desde principios de la década de los 80. Ya entonces, Meltz trabajaba en varias patentes de sensores de fibra, aunque todavía no se basaban en redes de Bragg [87,88]. Estas no comenzaron a usarse hasta 10 años más tarde. En el año 1990, Morey and Meltz [89] explicaron cómo marcar fibra óptica para obtener un sensor de Bragg y como calibrarla para medir deformaciones y temperatura. Utilizaban equipos menos potentes que los actuales, trabajando en la primera ventana de comunicaciones ópticas [90] (alrededor de los 830 nm). La sensibilidad de los sensores, calculada experimentalmente como $0,52 \text{ pm}/\mu\epsilon$, era también inferior a la que se obtiene en trabajos más recientes (Tabla 2-2). A partir de entonces cada vez más grupos de investigación adoptaron la tecnología y comenzaron a realizar estudios y ensayos. La linealidad en la respuesta de los sensores quedó patente rápidamente y comenzaron las pruebas de calibración en distintas configuraciones tanto de encolado como de embebido.

La fibra óptica, a diferencia de la galga, posee una forma cilíndrica, que podría ser un problema para una adecuada transmisión de los esfuerzos desde la pieza huésped. Por ello, se hizo necesario investigar sobre la relación entre la deformación medida por las FBGs y las sufridas por el elemento instrumentado. Cheng et al. [91] y Li et al. [92], entre otros, estudiaron mediante modelos analíticos la transferencia de deformaciones para fibras encoladas. Cheng et al. [91] concluyeron que los factores que afectan a la transmisión de carga son el módulo de cizalladura del pegamento y el espesor y la longitud de la capa de adhesivo. Además, destacaron que si la transferencia de deformación desde el material huésped no se realiza de forma homogénea pueden aparecer ondulaciones en el espectro de longitudes de onda. Li et al. [92] sostienen que la transmisión de deformación es adecuada cuando el sustrato es más grueso y rígido que la capa de adhesivo y la fibra óptica. Lin et al. [93], Betz et al. [94] y Wan et al. [95] desarrollaron modelos numéricos de elementos finitos (FEM) para estudiar el fenómeno. Lin et al. [93] concluyeron que el espesor y el módulo elástico del pegamento tiene poca influencia en la transmisión de deformaciones, sobre todo cuando el espesor del adhesivo es menor que el diámetro de la fibra. Sin embargo, el recubrimiento de la fibra sí que afecta marcadamente la transmisión de deformaciones. Betz et al. [94] recomendaron extender el adhesivo hasta al menos dos milímetros más que la longitud de marcado por cada extremo. Wan et al. [95]

afirmaron que la transmisión de deformaciones se encuentra determinada por el espesor y la longitud de la capa de adhesivo.

En el ámbito experimental, no hay autores que hayan realizado recientemente ensayos con el objetivo de caracterizar el comportamiento de fibra óptica encolada. A principios de los años 90, sí se elaboraron estudios de este tipo, como por ejemplo el realizado por Melle et al. [96].

La fibra embebida es objeto de intenso estudio por parte de multitud de investigadores y grupos desde el inicio del uso de las FBGs. Esto es debido a sus múltiples propiedades y a la protección que le brinda el material huésped, superando una de sus mayores desventajas: su fragilidad a cortante. Algunos autores han enfocado sus esfuerzos hacia la transmisión de carga desde el material huésped. Ansari et al. [97] introdujeron un modelo teórico sencillo para predecir las deformaciones absorbidas por el recubrimiento protector de la fibra óptica en configuración embebida. Concluyeron que la transferencia de deformaciones entre el material huésped y la fibra depende de las propiedades mecánicas del núcleo y del recubrimiento protector, y de la longitud del sensor en el interior del material. Recomendaron aumentar la longitud del sensor para mejorar la transmisividad de las deformaciones. Hong-Nan Li [98] desarrollaron un modelo analítico para estudiar la transferencia de esfuerzos desde el material huésped cuando la fibra se embebe en capas a distintos ángulos. Pak et al. [99] estudiaron de forma teórica la transferencia de deformaciones entre material huésped y fibra embebida sujeta a tensiones tangenciales paralelas a la fibra. Concluyeron que la transmisión de deformación al núcleo de la fibra es máxima cuando el módulo de cizalladura de su recubrimiento es la media geométrica entre el del núcleo de la fibra y la matriz del material.

En el ámbito experimental existe una gran abundancia de trabajos en los que se realiza una caracterización de fibra óptica embebida, normalmente previo a una aplicación concreta o demostrador. Ya en 1992, Bullock et al. [100] realizaron ensayos de tracción con fibra embebida usando un extensómetro como referencia. Se trata de fibras con recubrimiento de polyimida con marcado de 5 mm de longitud funcionando a alrededor de 830 nm y con sensibilidad de 0,644 pm/ $\mu\epsilon$. Dockney et al. [101] en 1997 llevaron a cabo un estudio similar realzando el carácter aeroespacial de su investigación. Ensayan a flexión en tres puntos utilizando dos tipos de fibra, FIBERCORE SM800 y SPECTRAN FM SMC A0780B, ambas sin recubrimiento y con acrilato. La longitud de marcado fue 2 mm, también a

alrededor de los 830 nm con sensibilidad entre 0,611 y 0,626 pm/ $\mu\epsilon$.

En 1999 finalizó su Tesis doctoral José Manuel Menéndez Martín [102], en la Universidad Politécnica de Madrid (UPM), titulada “Redes de difracción de Bragg como sensores de deformación”, en la que también realizó ensayos de caracterización tanto de fibra encolada como embebida, marcada alrededor de 1550 nm (tercera ventana de comunicaciones ópticas). A partir de aproximadamente el año 2000, se impone el uso de los sensores en esta ventana frente a la primera. En 2001, Alfredo Güemes junto a José Manuel Menéndez y otros investigadores [44] realizaron estudios sobre 6 probetas con sensores embebidos de longitudes 5-10 mm, usando un extensómetro como referencia. Posteriormente incluyeron sensores encolados y embebidos en un panel rigidizado para el estudio del pandeo durante compresión. En el mismo año, Lau et al. [103] hicieron ensayos de tracción para caracterización con sensores encolados, embebidos y galgas. La longitud de las FBGs fue 12 mm y su sensibilidad de 1,06 pm/ $\mu\epsilon$. A continuación usaron los conceptos aprendidos sobre laminados de composite y vigas de hormigón. Para el sector de ingeniería civil, Moyo et al. (2005) [42] desarrollaron distintas formas de incorporar fibra en hormigón. Probaron los sensores antes de su aplicación mediante ensayos de tracción con fibra encolada y galgas sobre una probeta de acero. La sensibilidad que obtuvieron fue de 1,06 pm/ $\mu\epsilon$ para sensores de aproximadamente 10 mm de longitud. Fan et al. (2005) [104] introdujeron una matriz de sensores FBG marcados en torno a 1550 nm en fibra de carbono de tipo NCT-301. Utilizaron galgas superficiales como referencia y también realizaron un modelo teórico sobre la transmisión de carga entre el material huésped y la fibra óptica.

En el año 2006, Malte Frövel presentó su Tesis doctoral en la UPM con título “Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg embebidos en material compuesto para medir deformaciones y temperaturas criogénicas” [105]. En la misma, realizó una pequeña campaña de ensayos con sensores encolados, embebidos y galgas sobre 6 probetas de laminado unidireccional en tracción y 3 en compresión. La fibra utilizada fue SPECTRAN Photosil *type C* con sensores marcados alrededor de 1550 y 1319 nm (tercera y segunda ventana de comunicaciones ópticas, respectivamente). El autor obtuvo unas sensibilidades aproximadas de entre 1,21 y 1,32 pm/ $\mu\epsilon$. Oliveira et al. en 2007 [106] instalaron fibra embebida y galgas y realizaron ensayos de flexión en 4 puntos. La sensibilidad de las FBGs obtenida experimentalmente fue de 1,15 pm/ $\mu\epsilon$.

En 2011, Luyckx et al. [68] realizaron una revisión bastante completa sobre la tecnología de las FBGs, su caracterización, lectura y adquisición. Pereira et al. [107] en 2013 realizaron ensayos de tracción sobre laminados unidireccionales con FBGs embebidas sin recubrimiento con el objetivo de mejorar el coeficiente de conversión nm- $\mu\epsilon$, obteniendo una sensibilidad de 1,36 pm/ $\mu\epsilon$. Di Sante et al. [82], en el mismo año, aplicaron la tecnología de las FBGs al ámbito naval. Realizaron ensayos de tracción para caracterizar las FBGs sobre preimpregnados de carbono MTM57 T700S, con apilados 0-90°, con galgas como referencia. Los autores utilizaron fibra óptica con recubrimientos de acrilato y polyimida embebidos en interior del material y encolados superficialmente mediante la resina durante el curado. La longitud de los sensores usada fue 10 mm con una sensibilidad de 1,04 pm/ $\mu\epsilon$. En el año 2014, Di Sante et al. [108] aplicaron los conceptos previamente desarrollados a un demostrador en forma de mástil de proa.

Uno de los inconvenientes de embeber fibra es la posibilidad de que el material huésped pierda propiedades y se incremente el riesgo de generar fallos o delaminaciones en su interior. En 2007, Baere et al. [109] realizaron ensayos de fatiga según la norma ASTM D3479 con sensores embebidos de tipo DTG (*Draw Tower Gratings*) de la empresa FBGS-technologies GmbH y usando un extensómetro como referencia. El recubrimiento de las FBGs fue Ormocer® con diámetro de núcleo, corteza y final de 6/125/195 μm y sensibilidad de 1,2 pm/ $\mu\epsilon$. Las fibras sobrevivieron sin fallos a más de medio millón de ciclos y establecieron que no había degradación en la rigidez del material. Shivakumar y Emmanwori [52] destacaron la aparición de huecos de resina (*resin pockets*) a ambos lados de la fibra en caso de laminados transversales, y que ello puede provocar un fallo prematuro debido a la concentración de tensiones. Concluyeron que no se produce una pérdida de módulo elástico, pero que la tensión de rotura en tracción puede reducirse hasta un 10 % y la de compresión hasta un 40 %. Satori et al. [110] embebieron fibras de 6,5/40/52 μm con recubrimiento de polyimida reportando que no se produjo distorsión alguna en las propiedades del material compuesto.

Las longitudes de marcado utilizadas en la literatura se encuentran comprendidas aproximadamente entre 2 y 12 mm, aunque lo más frecuente son longitudes en torno a 10 mm. Las sensibilidades obtenidas oscilan entre 1,06 y 1,36 pm/ $\mu\epsilon$, para la tercera ventana de comunicaciones ópticas. Un resumen con los autores, longitudes de sensor, sensibilidad y ventana de comunicaciones ópticas empleada se muestra en la Tabla 2-2.

Año	Autores	Long. del sensor [mm]	Sensibilidad [pm/με]	Ventana de com. opt.
1990	Morey and Meltz [89]	*	0,52	Primera
1992	Bullock et al. [100]	5	0,64	Primera
1997	Dockney et al. [101]	2	0,611-0,626	Primera
2001	Lau et al. [103]	12	1,06	Tercera
2005	Moyo et al. [42]	≈10	1,06	Tercera
2005	Fan et al. [104]	*	*	Tercera
2006	Frövel [105]	5-10	≈1,21-1,32	Segunda-Tercera
2007	Oliveira et al. [106]	*	1,15	Tercera
2013	Pereira et al. [107]	*	1,36	Tercera
2014	Di Sante et al. [108]	10	≈1,04	Tercera

Tabla 2-2. Variación de la longitud de marcado de FBGs, sensibilidad y la ventana de comunicaciones empleada por distintos autores entre 1990 y 2014. * Inf. no especificada.

La sensibilidad indicada por los autores anteriores depende de la longitud de onda inicial del sensor FBG. En la Expresión 2-1 se expresa la relación entre sensibilidad S y factor de conversión k , donde $\Delta\lambda$ es el incremento de longitud de onda del sensor y λ_0 la longitud de onda inicial:

$$S = \frac{\Delta\lambda}{\Delta\varepsilon} ; \Delta\varepsilon = \frac{\Delta\lambda/\lambda_0}{k} \rightarrow k = \frac{S}{\lambda_0} \quad (2-1)$$

Los sensores de Bragg más utilizados en esta Tesis, los OS1100 de MICRON OPTICS poseen una sensibilidad teórica a deformación de aproximadamente $1,2 \text{ pm}/\mu\epsilon$ según su hoja técnica [111]. El interrogador óptico utilizado, el SM130-700 (Anexo II) tiene como límites de operación las longitudes 1510 y 1590 nm. [112]. Si se introduce la sensibilidad y los extremos anteriores en la Expresión 2-1, se obtiene que los valores límite de k son $7,947 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$ (para 1510 nm) y $7,547 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$ (para 1590 nm). En los documentos de MICRON OPTICS sobre medición de deformaciones mecánicas mediante sensores de Bragg recomiendan el uso del factor $7,8 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$ para todo el rango establecido [72]. Los factores de conversión obtenidos a través de los trabajos de los autores anteriores para la tercera ventana de comunicaciones ópticas oscilan entre $6,8 \cdot 10^{-7}$ y $9,54 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$ para distintos tipos de sensores y configuraciones.

2.2. Discrepancia de medida y conversión nm- $\mu\epsilon$

La galga extensiométrica es el sensor más comunmente extendido y aceptado para la medición de deformaciones en materiales. En este trabajo se toma este sensor como referencia en los ensayos de caracterización de FBGs. Normalmente se presentarán en los resultados el comportamiento tensión-deformación junto con los valores absolutos de deformación y discrepancia máxima en la medida entre galga, fibra óptica y otros métodos de medición de deformación mediante la Expresión 2-2:

$$Discrepancia [\%] = \left| \frac{\Delta\epsilon_{Galga} - \Delta\epsilon_{Otros}}{\Delta\epsilon_{Galga}} \right| \cdot 100 \quad (2-2)$$

Los datos procedentes de las redes de Bragg de la campaña de tracción-flexión de fibra encolada (21 ensayos, Tabla 2-1) se trataron inicialmente con el coeficiente k recomendado por el fabricante ($7,8 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$) para todo el rango de longitudes de onda. En la Figura 2-1 se representa la deformación obtenida por las galgas y las fibras encuentran discrepancias en el nivel de deformación de entre el 5,2 y el 10,3 %. Además, se detecta que esta discrepancia es lineal y aumenta con el nivel de deformación.

A la vista de los resultados se decidió recalcular experimentalmente el coeficiente en CATEC para conseguir un mejor ajuste. El análisis de los ensayos reveló que en todos los casos las deformaciones registradas por los sensores de fibra óptica eran mayores que las medidas con galgas extensiométricas. Dado que este comportamiento se repite con diversas configuraciones de los equipos de medida y con distintos tipos de carga, cabe esperar que dicho efecto no se encuentre producido por errores cometidos en los ensayos, sino que radique en el factor de conversión de la fibra óptica empleado.

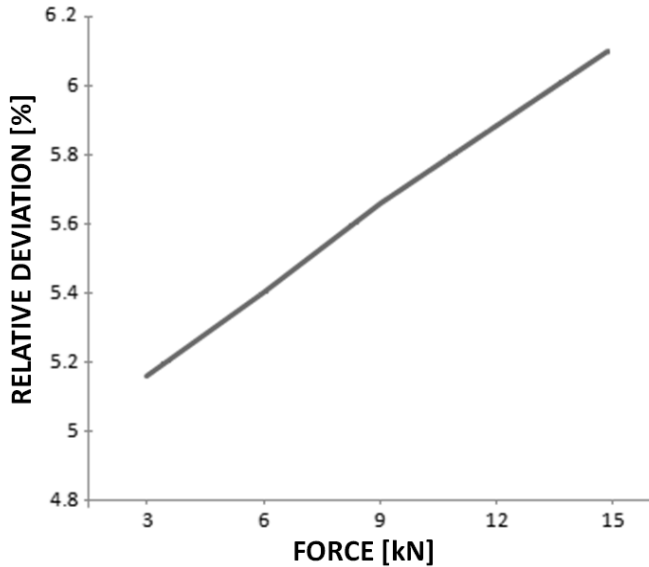


Figura 2-1. Desviación relativa de la medida de deformaciones frente a fuerza entre fibra óptica y galga extensiométrica.

El valor de la sensibilidad a deformación dado por el fabricante es una aproximación, por tanto, es posible que este valor no sea el que proporcione la mejor correlación entre cambio de longitud de onda y deformaciones en todos los casos de carga, condiciones de pegado y materiales [91–95]. El objetivo es obtener otro factor de corrección tal que las medidas registradas por los distintos equipos sean análogas. El procedimiento que se sigue es minimizar el área comprendida entre la curva de las deformaciones medidas por el sistema de extensometría convencional y la curva del sensor de fibra óptica (Figura 2-2). El valor de esta área responde a la Expresión 2-3:

$$\text{Área} = \int_0^{F_{\text{máx}}} [\varepsilon_{\text{fibra óptica}}(x, k) - \varepsilon_{\text{galga}}(x)] dx \quad (2-3)$$

Puesto que el objetivo es encontrar el valor de k tal que la medida de ambas curvas coincida, se emplea un método iterativo para calcular el valor que hace mínima esta

área. El método empleado es el Dekker-Brent [113,114] (*fzero* en MATLAB [86]) que combina los métodos de bisección, de la secante y de interpolación cuadrática inversa (IQI). El valor inicial del método es el indicado por el fabricante. Para obtener el siguiente valor de k se emplea la técnica IQI, si esto no es posible se evalúa el método de la secante. Si ninguno de estos dos proporciona resultados adecuados se procede a emplear el método de bisección. Para cada uno de los 21 ensayos de la campaña de tracción-flexión de encolados se ha aplicado este procedimiento, obteniendo factores de conversión cuyo valor medio es $8,13 \cdot 10^{-7} \mu\epsilon^{-1}$. La discrepancia entre fibra y galga se reduce de esta manera hasta valores en torno al 2 %. Este coeficiente es el que se usará como factor k en este trabajo.

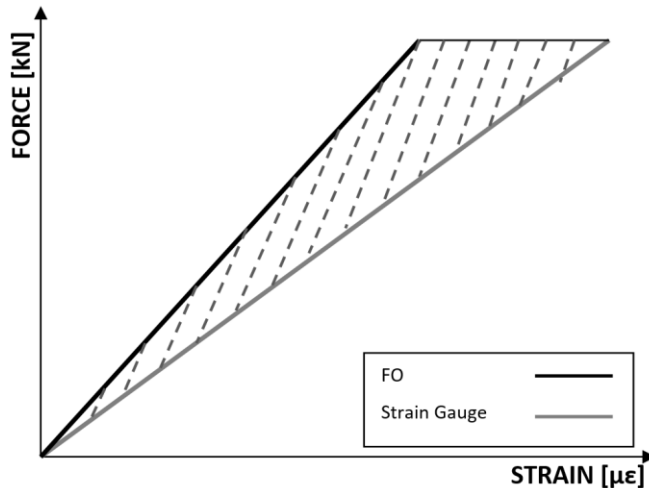


Figura 2-2. Representación del área a minimizar para el cálculo de k , en línea discontinua entre las curvas fuerza-deformación de fibra óptica y galga extensiométrica.

2.3. Ensayos fibra encolada

2.3.1. Tracción

Los ensayos de tracción tienen como objetivo la caracterización de los sensores ante esfuerzos cuasiestáticos con campos de deformación homogéneos. Se realizan siguiendo en la medida de lo posible las normas ASTM D3039 [115] y ASTM E8 [116], tracción para plásticos y metales, respectivamente. Todos los ensayos se efectúan por medio de una máquina universal de ensayos electromecánica ZWICK Z100 (ver Anexo II) con control en desplazamientos a una velocidad de 1 mm/min. Como resultados se presentan gráficas tensión-deformación. La galga (SG-*Strain Gauges*) se representa mediante rombos, círculos y cuadrados, la fibra óptica (FO-*Fiber Optics*) con línea continua, el extensómetro (Ext-*Extensometer*) con línea continua con círculos y triángulos, y círculos y aspas para el caso de Aramis (DIC-*Digital Image Correlation*). Cuando varias gráficas para el mismo equipo coexisten se modifica el nivel de gris para hacer más fácil su comprensión.

2.3.1.1. Tracción I: Fibra óptica y galga extensiométrica en superficies opuestas

La probeta que se utiliza en estos ensayos tiene una longitud de 180 mm y una sección de dimensiones 2,26x18,05 mm². Se realiza con material y proceso de fabricación *Tipo 3* (Anexo I) y se instrumenta por medio de una fibra óptica encolada y una galga extensiométrica situadas en superficies opuestas, centradas en la zona de ensayos de la probeta. El esquema de montaje de la instrumentación y vista de la misma se presentan en las Figuras 2-3 (a) y (b), respectivamente.

El ensayo se realiza cargando la probeta hasta 370 MPa (aprox. 15 kN), lejos del límite de rotura (aprox. 940 MPa [117]). La misma probeta se ensaya 2 veces, sacándola e invirtiéndola antes de volver a insertarla en la máquina (notación SG X y FO X, donde X es 1 y 2 en la Figura 2-4).

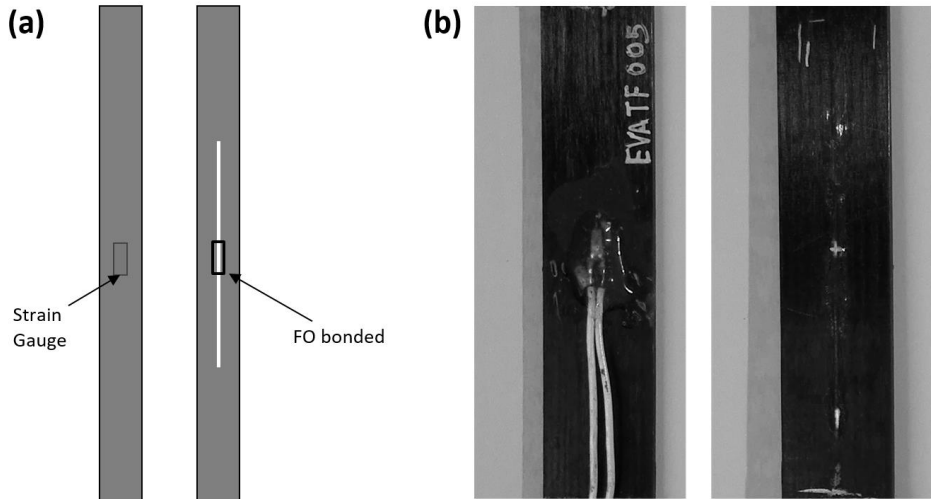


Figura 2-3. Probeta ensayo tracción I instrumentada con fibra óptica y galga en superficies opuestas: (a) esquema de fabricación y (b) vista con la instrumentación en ambas caras.

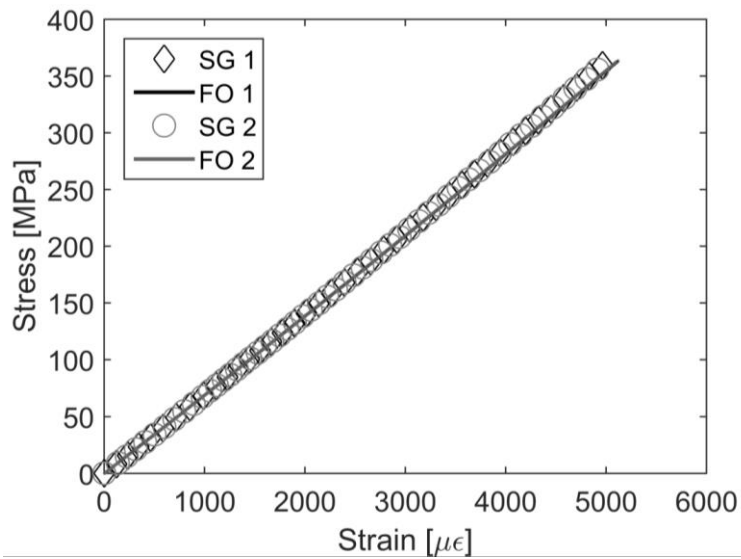


Figura 2-4. Relación tensión-deformación ensayos tracción I con fibra óptica y galga extensiométrica en superficies opuestas.

En la Figura 2-4 se muestra la gráfica de resultados. Puede verse un comportamiento perfectamente lineal hasta el final del ensayo. El valor máximo de deformación registrado por las galgas es 5014 y 5005 $\mu\epsilon$; y por la fibra 5121 y 5103 $\mu\epsilon$, respectivamente. Las diferencias entre galga y fibra (Ecuación 2-1) en ambos casos para el instante de máxima carga son de 2,1 y 1,9 %, respectivamente.

2.3.1.2. Tracción II: Fibra óptica y galga extensiométrica en la misma superficie

La probeta usada tiene una longitud de 180 mm y una sección 2,23x18,15 mm², fabricada como en el caso anterior, con material *Tipo 3* (Anexo I). La fibra óptica y la galga extensiométrica se sitúan en la misma superficie de la probeta con el fin de eliminar posibles errores introducidos por la anisotropía del material compuesto (Figuras 2-5 (a) y (b)). Se realizan 3 ensayos (notación 1, 2 y 3) hasta una carga máxima de 370 MPa (aprox. 15 kN).

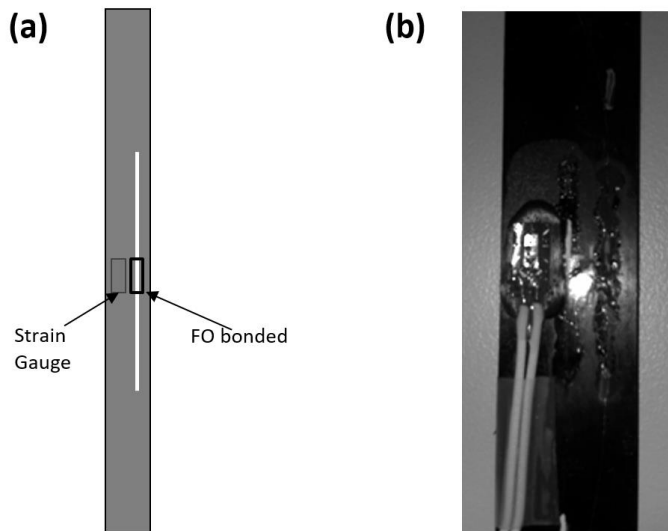


Figura 2-5. Probeta ensayo tracción II instrumentada con fibra óptica y galga en la misma superficie: (a) esquema de fabricación y (b) vista de la instrumentación.

Los resultados se muestran en la Figura 2-6. El comportamiento es lineal para todos los sensores y ensayos hasta la máxima carga (370 MPa -15 kN). Los máximos valores de deformación en el caso de la galga se establecen en 5116, 5190 y 5197 $\mu\epsilon$. Para la fibra: 5416, 5342 y 5316 $\mu\epsilon$. La diferencia de medida entre fibra y galga en cada uno de los casos es 5,9; 2,9 y 2,3 %, respectivamente.

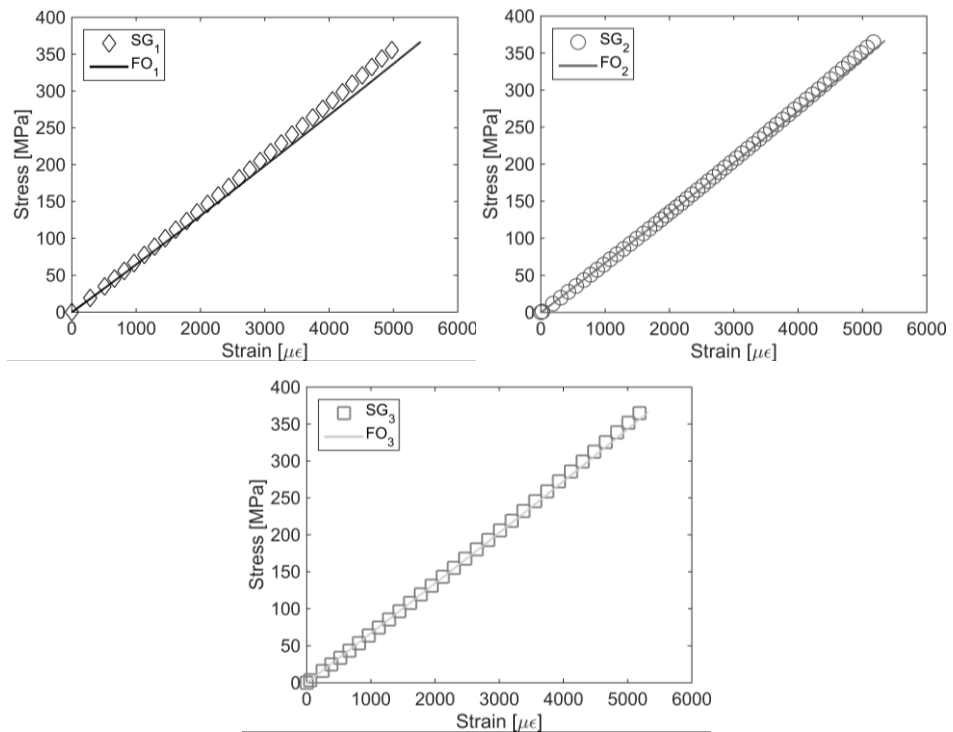


Figura 2-6. Relaciones tensión-deformación ensayos tracción II fibra óptica y galga extensiométrica en la misma superficie.

2.3.1.3. Tracción III: Fibra óptica y dos galgas extensiométricas en la misma superficie

La probeta de este ensayo posee una longitud de 180 mm y una sección de $2,23 \times 18,23 \text{ mm}^2$, realizada con material *Tipo 3* (Anexo I). En ella se sitúan una fibra óptica y dos galgas extensiométricas en la misma cara (Figura 2-7 (a)). La fibra óptica se posiciona en el centro de la probeta en dirección longitudinal con las galgas a ambos lados. Una vista se muestra en la Figura 2-7 (b). Se realizan 2 ensayos hasta una carga de 370 MPa (aprox. 15 kN) invirtiendo la posición de la probeta entre uno y otro (notación 1 y 2).

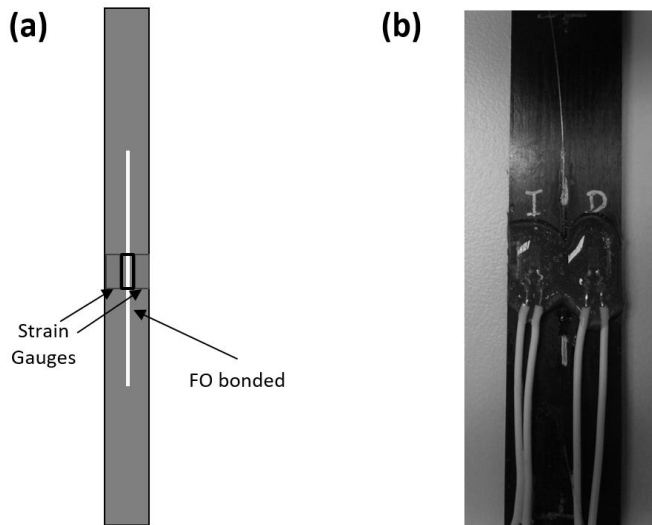


Figura 2-7. Probeta ensayo tracción III instrumentada con fibra óptica y dos galgas en la misma superficie: (a) esquema de fabricación y (b) vista de la instrumentación.

En la Figura 2-8 se muestra la gráfica con los resultados. Los valores máximos de deformación medios medidos por las galgas son 5131 y $5128 \mu\epsilon$, y para la fibra 5209 y $5223 \mu\epsilon$, respectivamente. La diferencia en la medición de galga y fibra es $1,5$ y $1,8 \%$.

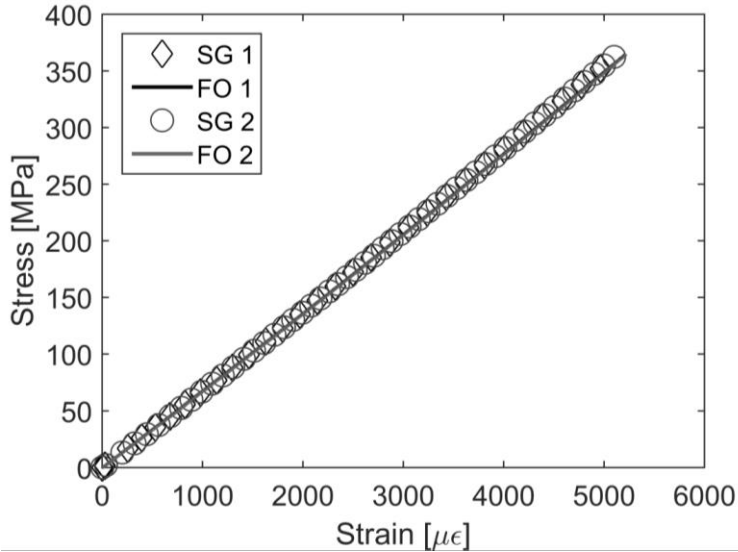


Figura 2-8. Relación tensión-deformación ensayos tracción III fibra óptica y 2 galgas extensiométricas en la misma superficie.

2.3.1.4. Tracción IV: Estudio del efecto de la carga aplicada

Para verificar la repetitibilidad de los resultados de deformación de la fibra óptica y medir la posible divergencia con respecto a la galga extensiométrica se realizan ensayos hasta distintos niveles de carga en la probeta procedente de los ensayos de tracción III. La configuración es análoga a los casos anteriores salvo en el valor de la carga máxima aplicada, en la que se realizan repeticiones hasta 75, 150, 220, 296 y 370 MPa (aprox. 3, 6, 9, 12 y 15 kN).

La gráfica de resultados se muestra en la Figura 2-9. La discrepancia en la medida crece de manera lineal con la carga, con un máximo de 5132 $\mu\epsilon$ para la galga y 5213 $\mu\epsilon$ para la fibra en 370 MPa. En porcentaje, esta diferencia supone un 1,6 %.

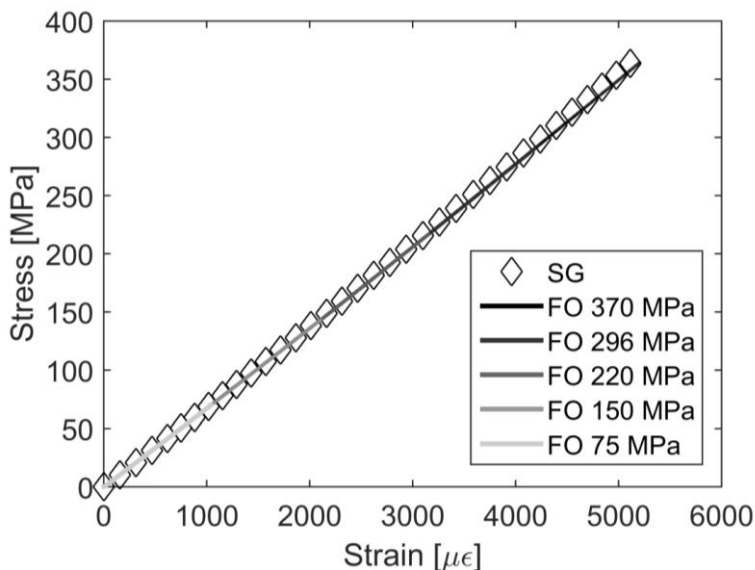


Figura 2-9. Relación tensión-deformación ensayos tracción IV sobre efecto del estudio de la carga aplicada.

2.3.1.5. Tracción V: Fibra óptica, galgas extensiométricas y extensómetro

En estos ensayos se utilizan dos probetas con denominación APTF01 y APTF02 realizadas con material *Tipo 2* (Anexo I). Sus dimensiones son 250 mm de longitud y 25,12x1,90 mm² y 25,09x1,91 mm² de sección, respectivamente. El esquema y la vista con la disposición de galga y fibra se presenta en las Figuras 2-10 (a) y (b). El extensómetro (*Ext-Extensometer*) se sitúa por la cara posterior.

La máxima tensión aplicada en estos ensayos es 210 MPa (aprox. 10 kN). Se realizan dos ensayos con cada probeta con notación 1 y 2. Del primero al segundo se invierte la posición del elemento en la máquina de tracción.

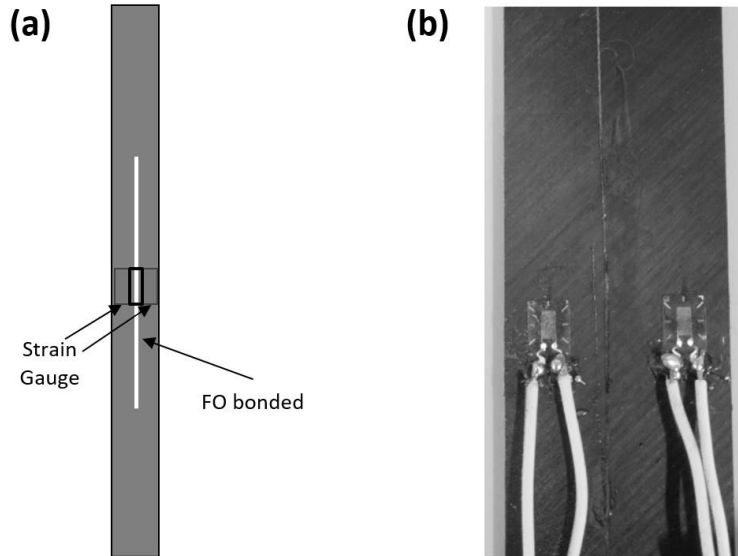


Figura 2-10. Probeta APTF01 ensayo tracción V instrumentada con fibra óptica y dos galgas en la misma superficie: (a) esquema de fabricación y (b) vista de la instrumentación.

En la Figura 2-11 se representan los resultados para APTF01 y en la Figura 2-12 para APTF02. Los sensores en la probeta APTF01 muestran un comportamiento lineal hasta superar las $4900 \mu\epsilon$ (aprox.), punto en el que diverge ligeramente el extensómetro en la primera prueba. Los valores de deformación a máxima carga para la galga son 5141 y $5101 \mu\epsilon$, para la fibra óptica 5174 y $5090 \mu\epsilon$, y para el extensómetro 5320 y $5265 \mu\epsilon$. Las diferencias entre galga y fibra para este punto se sitúan en $0,6$ y $0,2 \%$ y para el extensómetro frente a la galga en $3,4$ y $3,2 \%$.

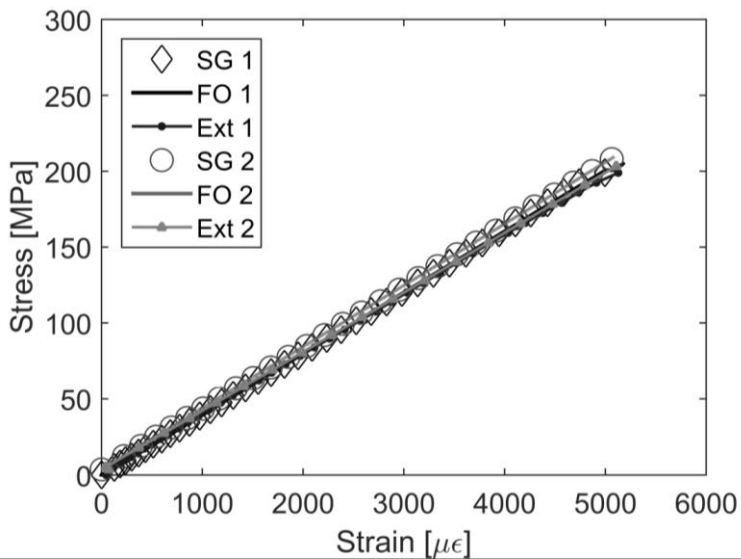


Figura 2-11. Relación tensión deformación probeta APTF01 ensayos tracción V: fibra óptica, galga y extensómetro.

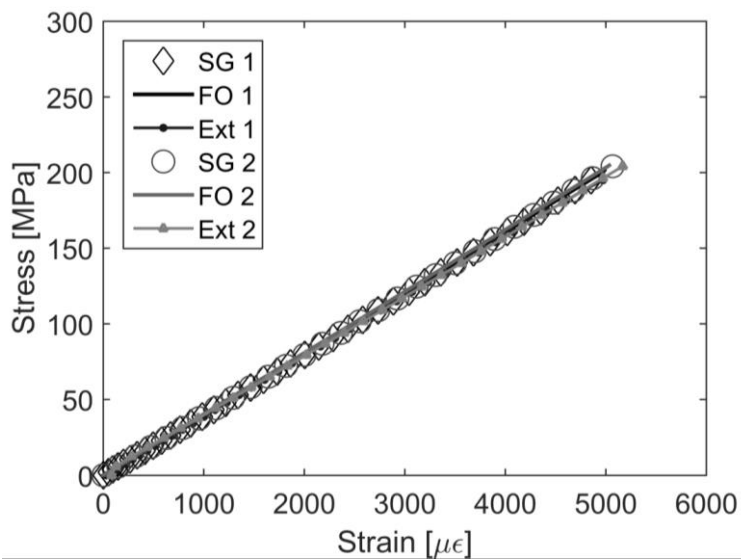


Figura 2-12. Relación tensión deformación probeta APTF02 ensayos tracción V: fibra óptica, galga y extensómetro.

Los resultados en la probeta APTF02 son lineales también para todos los sensores en ambos ensayos. Los valores de deformación a máxima carga registrados por las galgas son 5005 y 5080 $\mu\epsilon$, la fibra mide 4990 y 5034 $\mu\epsilon$ y el extensómetro 5128 y 5184 $\mu\epsilon$. Las diferencias porcentuales entre galga y fibra para el instante de máxima tensión son 0,3 y 0,9 %. Las diferencias entre galga y extensómetro suponen un 2,4 y 2 %.

2.3.1.6. Tracción VI: Fibra óptica, galgas extensiométricas y videocorrelación

En estos ensayos se utilizan las probetas APTF01 y APTF02 (empleadas en Tracción V). Ahora, se sustituye el extensómetro por un sistema de video correlación (DIC-Digital Image Correlation) Aramis (Anexo II), cuya principal característica es que mide las deformaciones sin necesidad de contacto con la superficie. Se carga la probeta hasta una tensión máxima de 210 MPa en dos ocasiones (notación con subíndice 1 y 2 en los resultados), invirtiendo su posición entre el primero y el segundo.

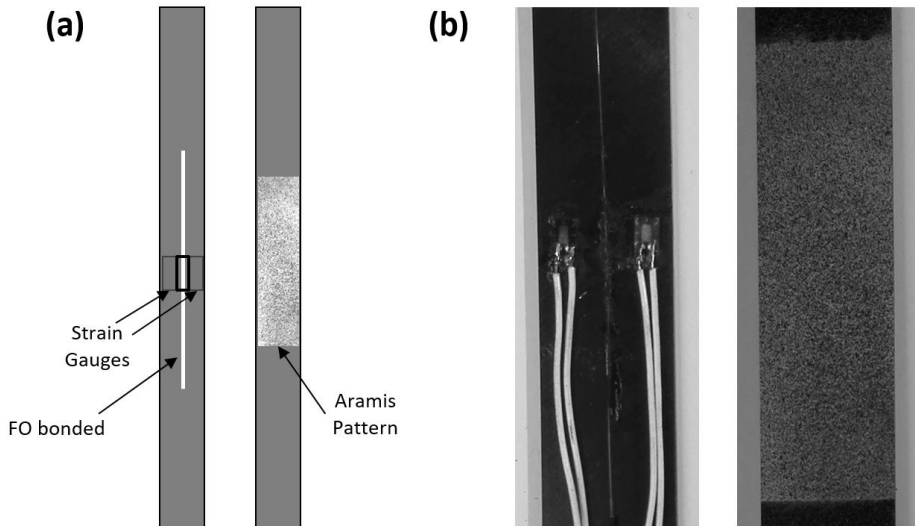


Figura 2-13. Probeta APTF02 ensayo tracción VI instrumentada con fibra óptica y dos galgas en la misma superficie, patrón de Aramis en la otra: (a) esquema de fabricación y (b) vista de ambas caras.

La adquisición con Aramis requiere de la aplicación previa de un patrón estocástico de puntos sobre la superficie que se va a medir. Este se establece en la cara opuesta a la que se encuentran adheridas las galgas y el sensor de fibra óptica. Aramis posee varios parámetros de configuración: frecuencia de adquisición, tamaño y paso de facetas. El primero es el número de imágenes que se adquieren por segundo. Las facetas son sectores cuadrados o rectangulares de la imagen que el sistema utiliza para medir las deformaciones. El tamaño indica el número de píxeles que ocupa cada faceta, y el paso define el número de píxeles de superposición entre dos facetas. Cuanto más pequeñas las facetas y más solape mejor aproximación pero menos robusta, por ello se necesita una solución de compromiso. En este ensayo se utiliza una frecuencia de adquisición de 2 Hz y unas facetas con tamaño 15 y paso 13 píxeles. El valor de medición obtenido se corresponde con la media de la deformación en la región en tono claro de la Figura 2-14. En la Figura 2-13 (a) se muestran el esquema con la disposición de los sensores y en la Figura 2-13 (b) puede verse una vista de ambas caras de APTF02.

Los resultados se muestran en las Figuras 2-15 y 2-16 para la probeta APTF01 y APTF02, respectivamente. Se observa un comportamiento perfectamente lineal para galga y fibra. Aramis exhibe un comportamiento ligeramente vibratorio alrededor de la media de los sensores anteriores, con dos puntos de medición alejados de la linealidad en 2700 y 4600 $\mu\epsilon$.

Los valores de deformación a máxima carga registrados por la galga son 5076 y 5072 $\mu\epsilon$, en el caso de la fibra 5026 y 5029 $\mu\epsilon$ y Aramis 5153 y 5134 $\mu\epsilon$. Las diferencias porcentuales de las medidas de galga y fibra en la probeta APTF01 (Figura 2-15) se establecen en 1 y 0,9 % para los ensayos 1 y 2. Sin embargo entre galga extensiométrica y Aramis ascienden a 2,2 y 1,2 %.

Los valores máximos medidos por los sensores en la probeta APTF02 (Figura 2-16) son 4946 y 4997 $\mu\epsilon$ para la galga, 4964 y 5013 $\mu\epsilon$ para la fibra y 5133 y 5135 $\mu\epsilon$ para Aramis. Las diferencias en la probeta APTF02 se establecen para la galga y la fibra en 0,4 % en ambos ensayos y alcanzan 3,9 y 2,7 % entre galga y Aramis.

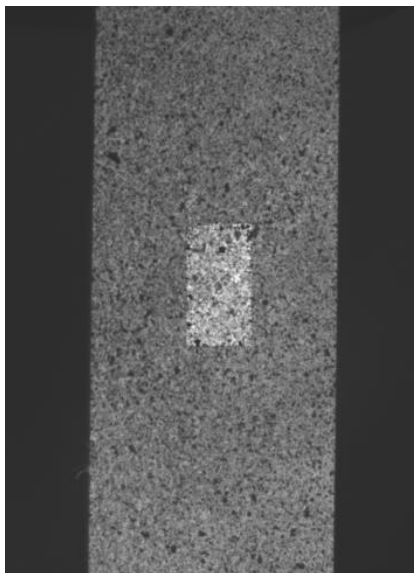


Figura 2-14. Región de estudio del equipo Aramis en la probeta APTF01, señalada mediante un rectángulo vertical de color claro.

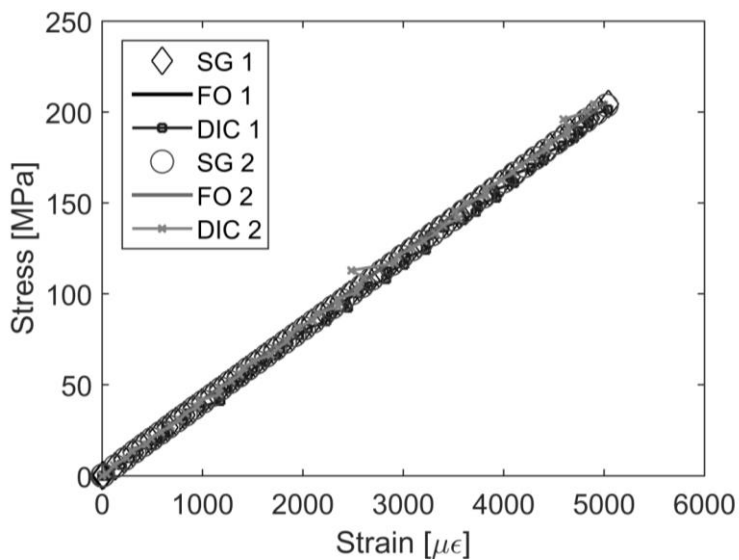


Figura 2-15. Relación tensión deformación probeta APTF01 ensayos tracción VI: fibra óptica, galga y videocorrelación.

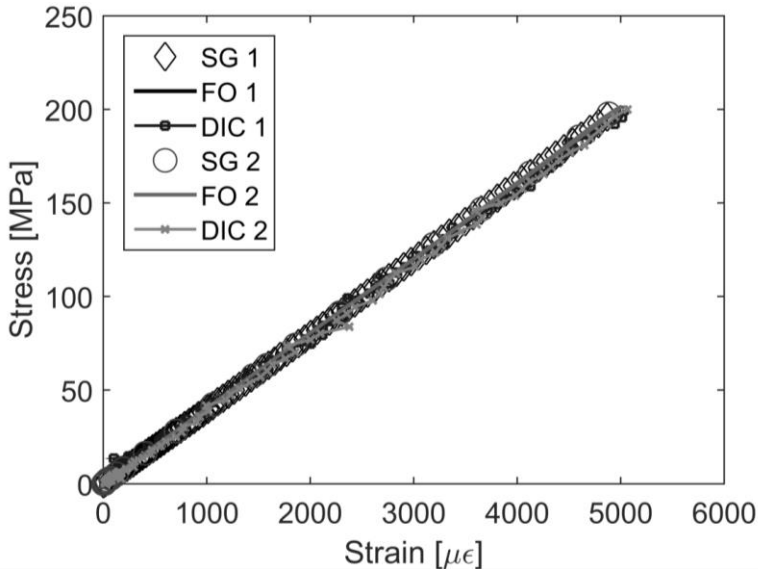


Figura 2-16. Relación tensión deformación probeta APTF02 ensayos tracción VI: fibra óptica, galga y Aramis.

2.3.2. Flexión

La probeta usada tiene unas dimensiones de 250x25,12x1,90 mm³ y se fabrica con material *Tipo 2* (Anexo I). Se instrumenta por medio de una fibra óptica y dos galgas en la misma superficie. El esquema y la vista de la instrumentación se muestran en las Figuras 2-17 (a) y (b), respectivamente. Todos los sensores se instalan en el lado opuesto a la aplicación de la carga.

El elemento se somete a flexión en tres puntos con una distancia entre apoyos de 144 mm. El ensayo se realiza hasta una tensión máxima de 68 MPa (aprox. 60 N). El procedimiento se apoya en lo posible en la norma ASTM D7264 [118]. En ella la tensión producida en la probeta se define como en la Expresión 2-4:

$$\sigma = \frac{3 \cdot P \cdot l}{4 \cdot b \cdot h^2} \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right] \quad (2-4)$$

dónde: P es la carga aplicada en N, l es la distancia entre los apoyos en mm, b es el ancho de la probeta en mm y h es el espesor de la probeta en mm.

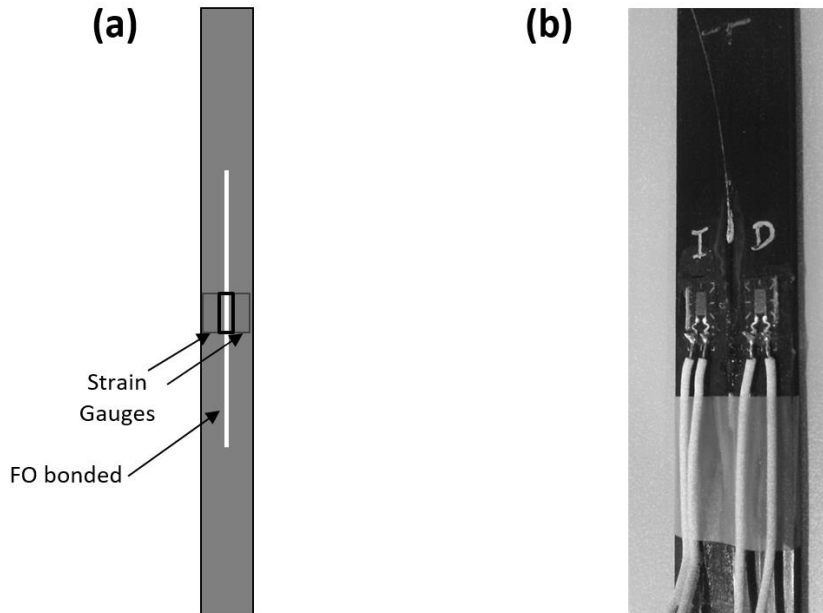


Figura 2-17. Probeta ensayo flexión instrumentada con fibra óptica y dos galgas en la misma superficie: (a) esquema de fabricación y (b) vista de los sensores.

La Figura 2-18 muestra los resultados del ensayo. El comportamiento registrado es en ambos casos lineal, aunque con diferentes pendientes. La obtenida mediante los datos de la galga es $5,2 \cdot 10^{-2}$ MPa/ $\mu\epsilon$, mientras que con la fibra es $4,8 \cdot 10^{-2}$ MPa/ $\mu\epsilon$. Los valores de deformación obtenidos para la máxima carga en la galga y la fibra son 1318 y 1407 $\mu\epsilon$, respectivamente. Estos valores suponen una diferencia porcentual de 6,7 %.

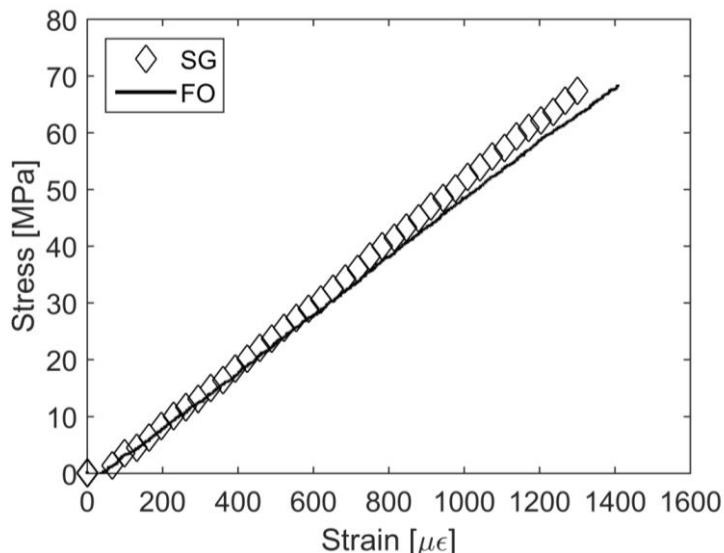


Figura 2-18. Relación tensión deformación ensayo de flexión fibra óptica encolada y dos galgas extensiométricas en la misma superficie.

2.3.3. Ensayos dinámicos

El objetivo de estos ensayos es comprobar cómo responde la fibra óptica ante cargas dinámicas. Para ello, se compara en intensidad y retraso su señal temporal y se estudia su respuesta en el dominio de la frecuencia frente a la de una galga extensiométrica.

La probeta que se usa tiene unas dimensiones de $405 \times 52,87 \times 1,77 \text{ mm}^3$, fabricada con material *Tipo 2* (Anexo I) y empotrada hasta 50 mm del borde. Se instrumenta por medio de dos galgas extensiométricas y dos fibras ópticas en dos secciones a 150 y 250 mm del borde. Los datos de la galga se adquieren a una frecuencia de muestreo de 400 Hz y los de la fibra a 1000 Hz, aunque durante el procesamiento se realiza una decimación a la fibra para igualar las frecuencias. En la Figura 2-19 (a) se muestra el esquema y en la Figura 2-19 (b) la fotografía de la instrumentación. Se realizan dos tipos de prueba: de barrido en frecuencia y de impactos.

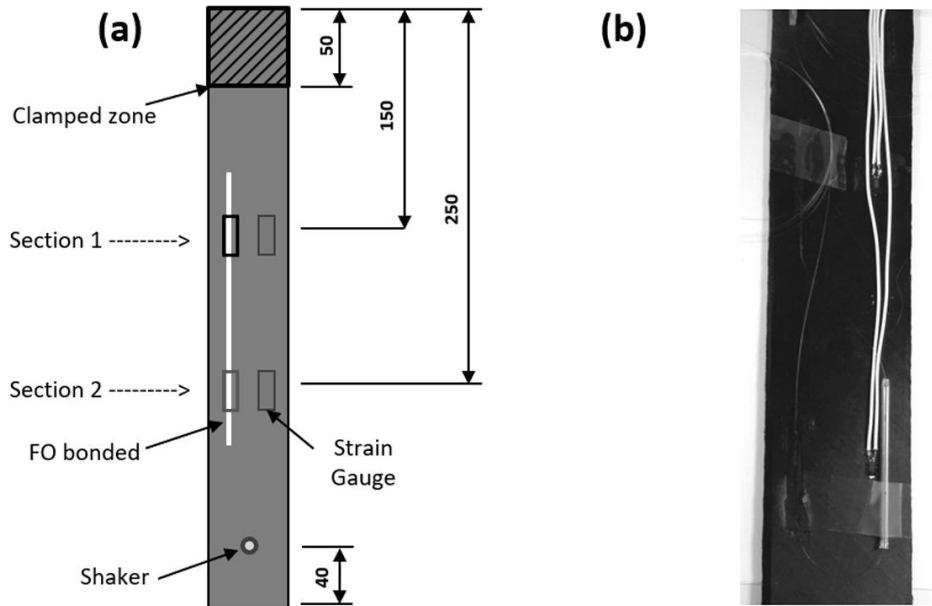


Figura 2-19. Probeta ensayo dinámico instrumentada con dos fibras ópticas y dos galgas en la misma superficie: (a) esquema de fabricación y (b) vista con los sensores.
Dimensiones en mm.

2.3.3.1. Barrido en frecuencia

En este ensayo se fuerza el desplazamiento del extremo libre de la probeta mediante un excitador (THE MODAL SHOP 2025E, ver Anexo II), al que se fija una varilla de 1,25 mm de diámetro. La configuración de los elementos se muestra en la Figura 2-20. El excitador se alimenta mediante una señal senoidal variable en frecuencia según la Figura 2-21.

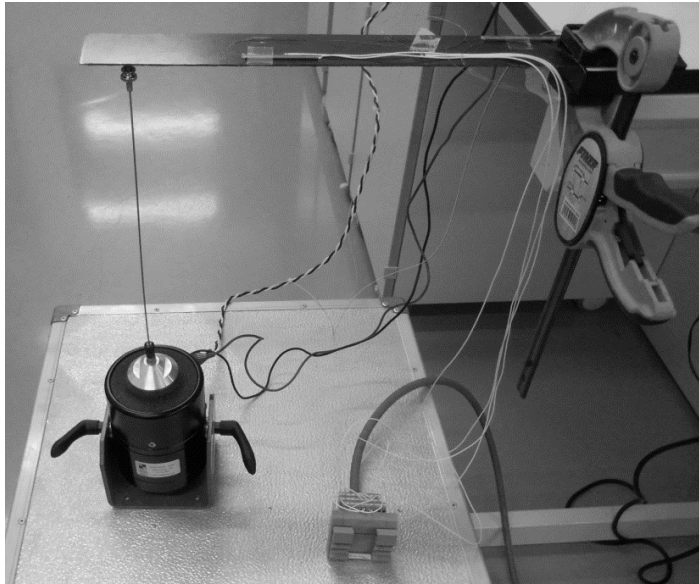


Figura 2-20. Configuración en los ensayos dinámicos de barrido en frecuencia.

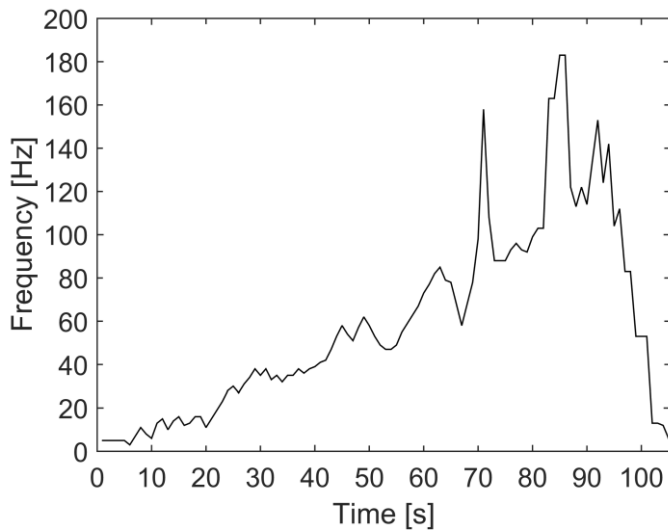


Figura 2-21. Programa frecuencia tiempo ejecutado por el excitador en los ensayos de barrido en frecuencia.

Los resultados se muestran en las Figuras 2-22 y 2-23 para la sección 1 y 2 de la instrumentación, respectivamente. Puesto que la probeta se encuentra sometida a flexión, las deformaciones cambian de signo según su deformada (valores negativos cuando la cara superior se encuentra comprimida y valores positivos en caso contrario). Se comprueba que los registros de los dos dispositivos de medida están superpuestos, tanto en la sección 1 como en la 2, siendo el valor medio coincidente. Se detecta que para frecuencias superiores a 40 Hz (aprox. 40 s) las deformaciones medidas con la FBG son superiores a las obtenidas con la galga. Se distinguen tres instantes del ensayo con deformaciones superiores a $400 \mu\epsilon$ correspondiente a los instantes 42, 52 y 101 s, coincidiendo con momentos de excitación a 40-50 Hz, lo que indica que el elemento posee una frecuencia de resonancia en este intervalo.

Para comprobar si existen retrasos en la medida se analizan varios instantes del ensayo en las Figuras 2-24 y 2-25. En estos se aprecia que ambas señales están perfectamente coordinadas, no existiendo desfase entre ellas.

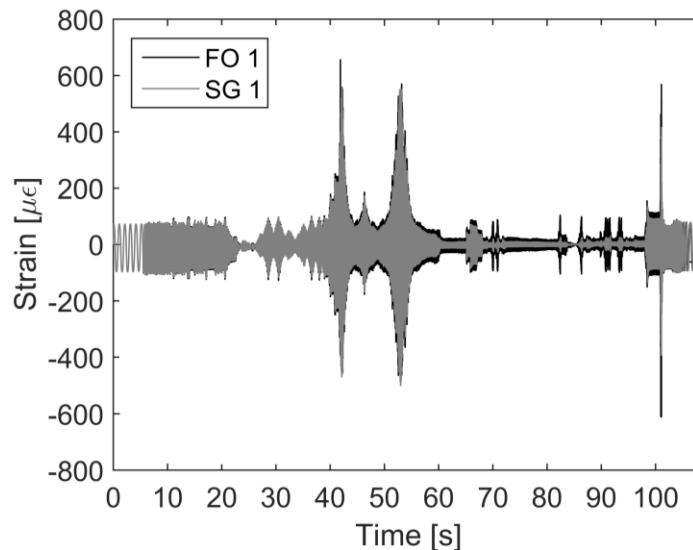


Figura 2-22. Relación deformación tiempo para galga y fibra en la sección 1 de la instrumentación (150 mm del extremo) ensayo dinámico de barrido en frecuencia.

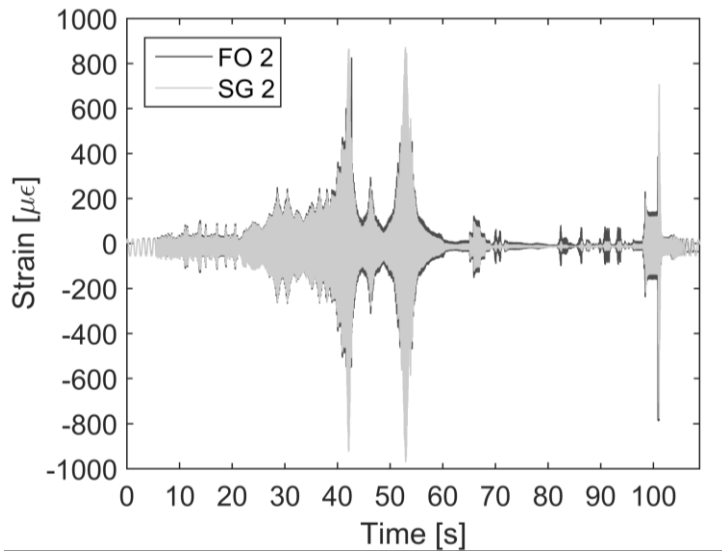


Figura 2-23. Relación deformación tiempo para galga y fibra en la sección 2 de la instrumentación (250 mm del extremo) ensayo dinámico de barrido en frecuencia.

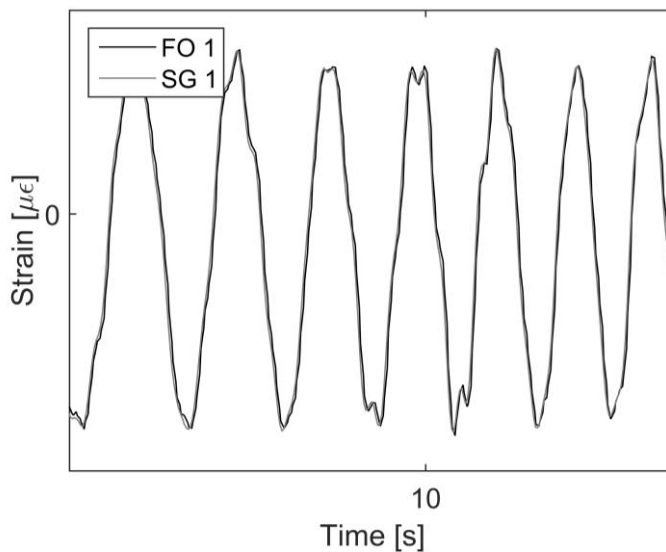


Figura 2-24. Ampliación de la relación deformación tiempo en sección 1 de la instrumentación en el ensayo dinámico de barrido en frecuencia en torno a los 10 segundos.

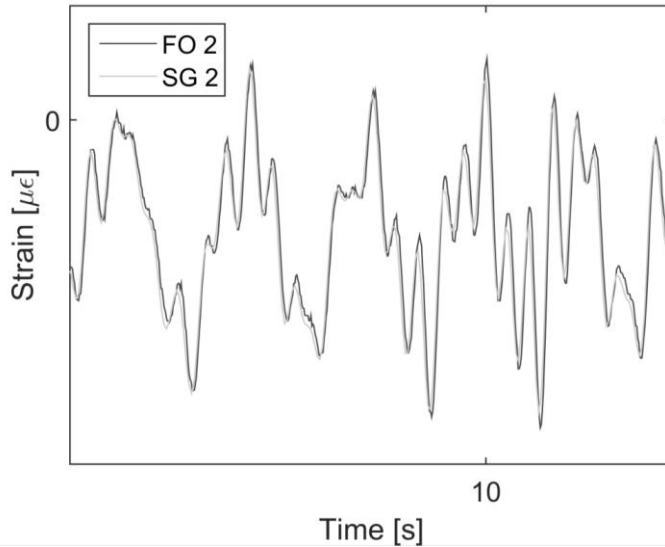


Figura 2-25. Ampliación de la relación deformación tiempo en sección 2 de la instrumentación en el ensayo dinámico de frecuencia variable en torno a los 10 segundos.

2.3.3.2. Impactos

En estos ensayos se golpea de forma manual varias veces la probeta permitiendo el amortiguamiento entre impactos. En las Figuras 2-26 y 2-27 se muestran los resultados para las secciones 1 y 2, respectivamente. Se han aplicado tres golpes, correspondientes con los aumentos de las deformaciones que se aprecian en las gráficas. En las dos secciones, la señal registrada por el sensor de fibra óptica y por la galga son análogas.

Al igual que en el ensayo de barrido en frecuencia, se realizan ampliaciones sobre las gráficas para comprobar que no existen retrasos en la señal medida por los sensores de fibra y las galgas extensiométricas. Estos pueden verse en las Figuras 2-28 y 2-29.

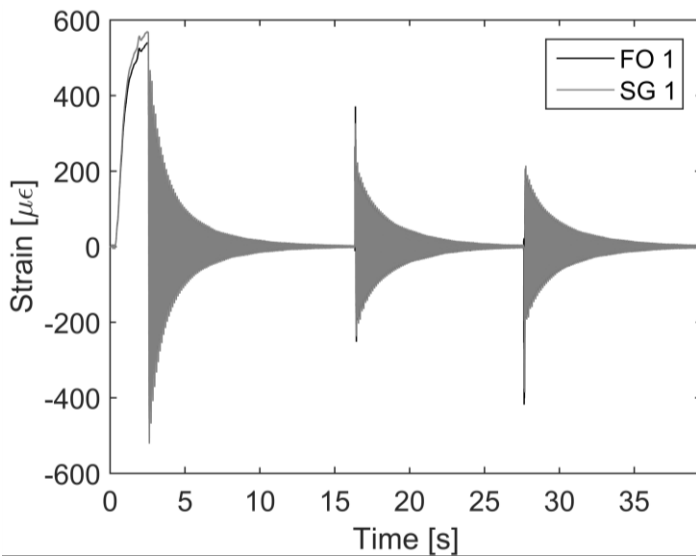


Figura 2-26. Relación deformación tiempo en sección 1 de la instrumentación en el ensayo dinámico de impactos.

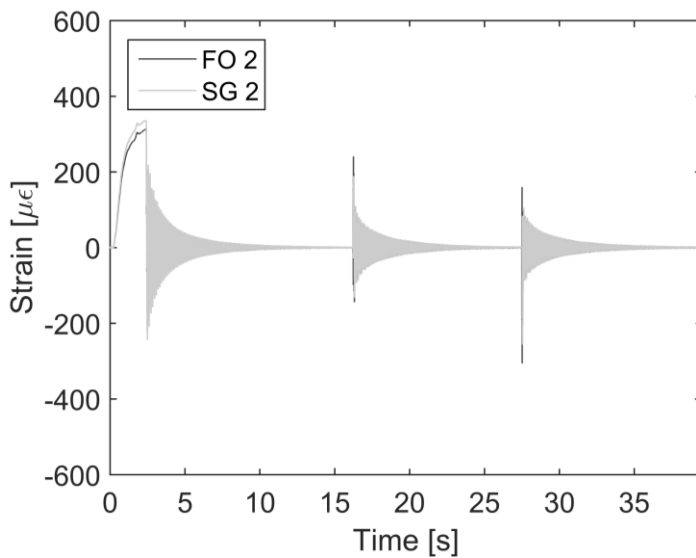


Figura 2-27. Relación deformación tiempo en sección 2 de la instrumentación en el ensayo dinámico de impactos.

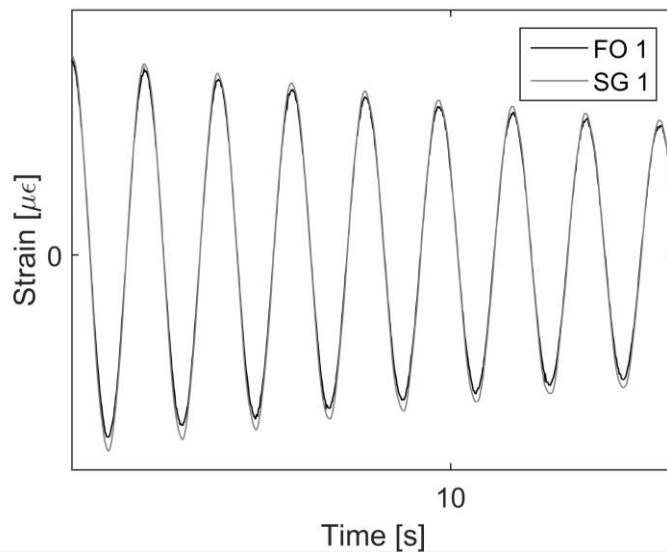


Figura 2-28. Ampliación relación deformación tiempo en sección 1 de la instrumentación en el ensayo dinámico de impactos en torno a los 10s.

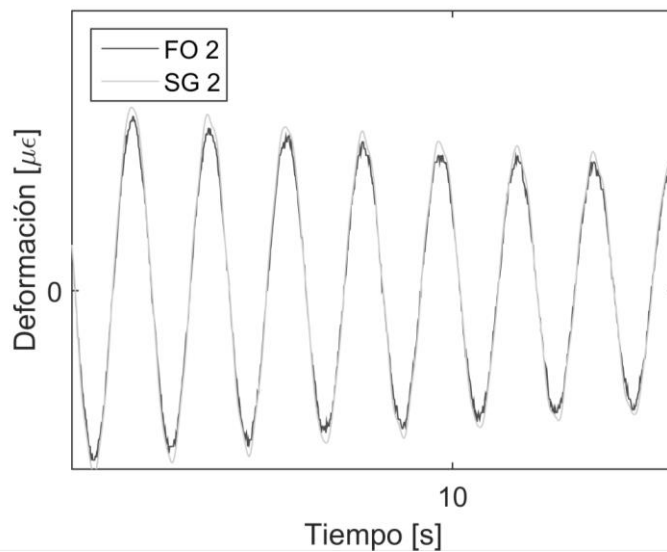


Figura 2-29. Ampliación relación deformación tiempo en sección 2 de la instrumentación en el ensayo dinámico de impactos en torno a los 10s.

Adicionalmente se realiza una transformada rápida de Fourier (FFT) por impacto y sensor para comparar la señal de galga y fibra óptica en el dominio de la frecuencia. En la Figura 2-30 puede verse la respuesta en frecuencia de la sección 1 de la instrumentación y para cada uno de los impactos. Se detecta en ambos sensores un pico en 8,4 Hz con una intensidad máxima de $60 \mu\epsilon/\text{Hz}$ en la fibra y de $50 \mu\epsilon/\text{Hz}$ en la galga. En la fibra se detecta además un pequeño pico en 54,3 Hz con una intensidad de $4 \mu\epsilon/\text{Hz}$. La respuesta en el dominio de la frecuencia de la sección 2 se representa en la Figura 2-31. El pico a 8,4 Hz es igualmente detectable, pero con una intensidad menor en ambos sensores: $24,3 \mu\epsilon$ para la fibra y $8,4 \mu\epsilon$ para la galga. Esta sección de sensores se encuentra más alejada del empotramiento, por tanto sufre un nivel de deformación menor. El pico a 54 Hz también se detecta en el caso de la fibra con un nivel de deformación de $4,7 \mu\epsilon$. Estos picos se corresponden con frecuencias de resonancia y coinciden con las amplificaciones mostradas en las Figuras 2-22 y 2-23. Sin embargo, la representación de los modos de vibración queda fuera del alcance de este trabajo.

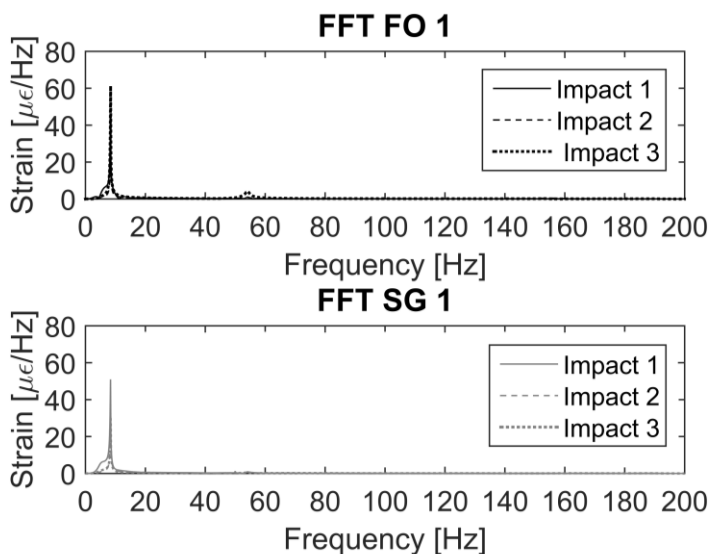


Figura 2-30. Transformada de Fourier (FFT) de la señal de la fibra óptica y de la galga extensiométrica en la sección 1 de la instrumentación en los ensayos dinámicos.

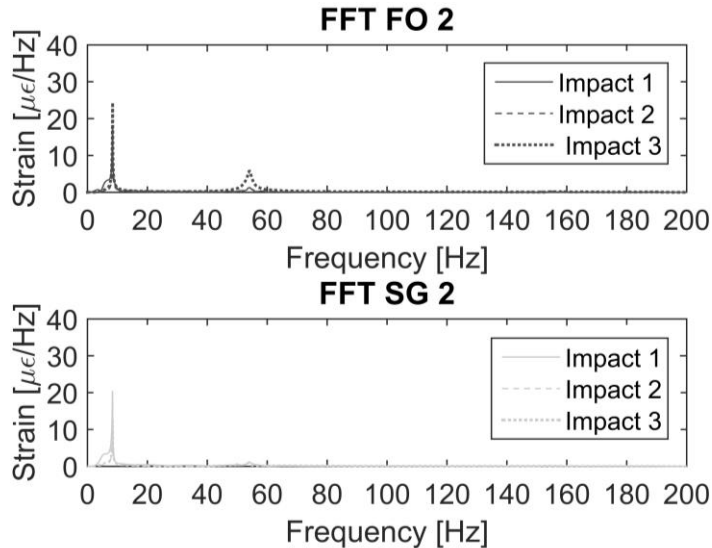


Figura 2-31. Transformada de Fourier (FFT) de la señal de la fibra óptica y de la galga extensiométrica en la sección 2 de la instrumentación en los ensayos dinámicos.

2.3.4. Fatiga

La finalidad de los ensayos de fatiga es analizar si el comportamiento del sensor y de la unión adhesiva fibra óptica-probeta es estable en el tiempo ante sollicitaciones de tipo mecánico. Se usan dos probetas, con denominación FM01 y FM02, de longitud 160 mm y sección 24,93x1,98 mm² y 25,08x1,97 mm², respectivamente. Las dos se fabrican con material *Tipo 2* (Anexo I) y se instrumentan por medio de una fibra óptica encolada. El esquema de fabricación y una vista de la cara en la que se encuentra el sensor se muestran en la Figura 2-32.

Los tests se realizan en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ETSI) de la Universidad de Sevilla (US) mediante una máquina hidráulica KEELAVITE (Anexo II) equipada con mordazas de apriete manual. Se efectúan 13500 ciclos sobre cada probeta con control en carga entre 20 y 122 MPa (aprox. 1 y 6 kN) a una frecuencia de 5 Hz. El límite superior se establece al 25 % de la carga de rotura del elemento (aprox. 470 MPa) para evitar su deterioro durante el proceso. El límite inferior se elige de manera que permita un recorrido lo más amplio posible

sin riesgo de perder apriete durante el ensayo.

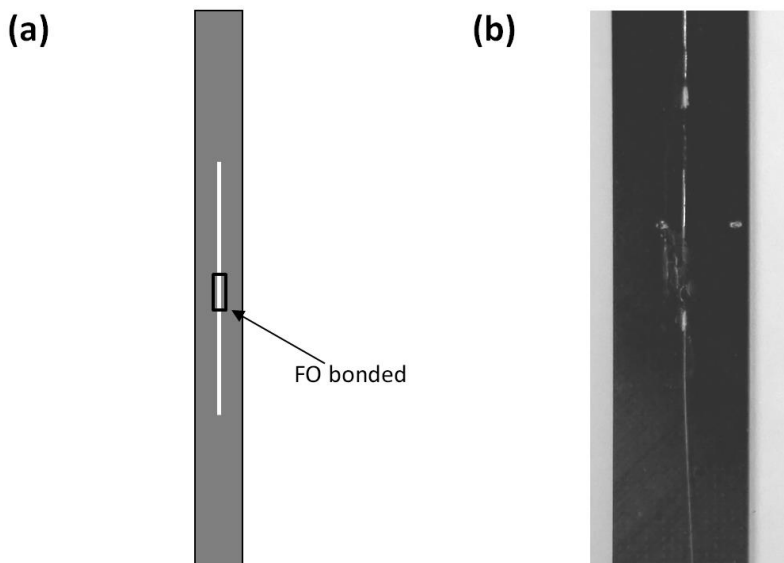


Figura 2-32. Probeta FM01 ensayo fatiga instrumentada con fibra óptica: (a) esquema de fabricación y (b) vista de la cara sensorizada.

En los resultados, Figuras 2-33 a 2-38, se muestran varios fragmentos del tiempo de ciclado, cuyo objetivo es verificar que no hay una variación en el nivel de deformación medido a lo largo de todo el ensayo. Las deformaciones de la probeta FM01 se representan en negro, mientras que los de la probeta FM02 en gris claro. Las gráficas correspondientes a la probeta FM01 se pueden ver en las Figuras 2-33 a 2-35. En la primera, se presentan los ciclos 500-510 comprendidos entre 100 y 102 s, en la segunda los ciclos 6750-6760 comprendidos entre 1350 y 1352 s y en la tercera los ciclos 13000-13010 entre 2600 y 2602 s. Los resultados para FM02 se representan de forma análoga a FM01 en las Figuras 2-36 a 2-38. La oscilación se mantiene entre las 500 y 3050 $\mu\epsilon$ durante todo el ciclado en ambos elementos, demostrando por tanto que no hay variación en el comportamiento a lo largo del tiempo.

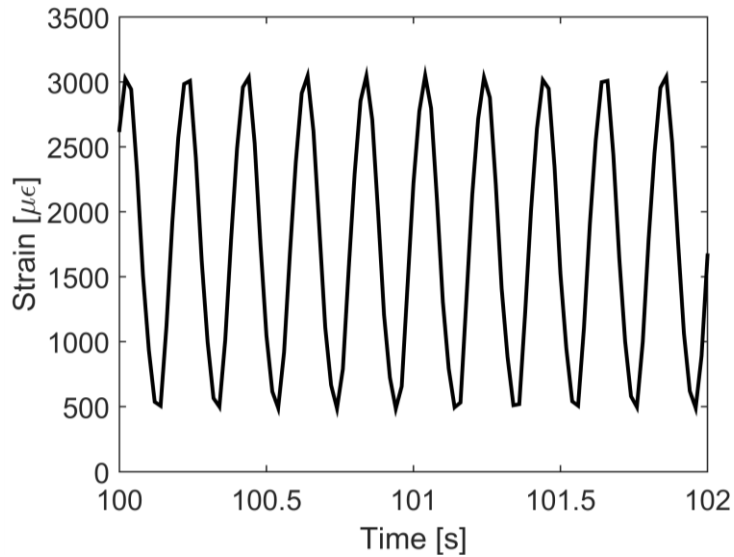


Figura 2-33. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM01 entre los 100 y 102 segundos.

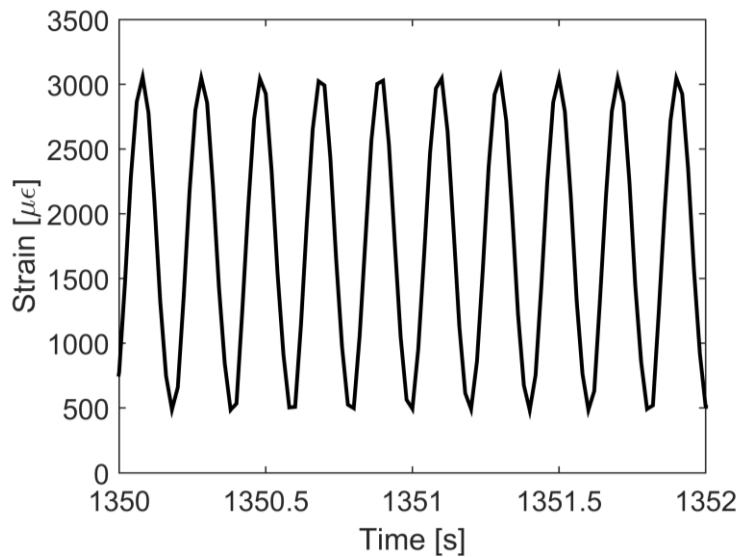


Figura 2-34. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM01 entre los 1350 y 1352 segundos.

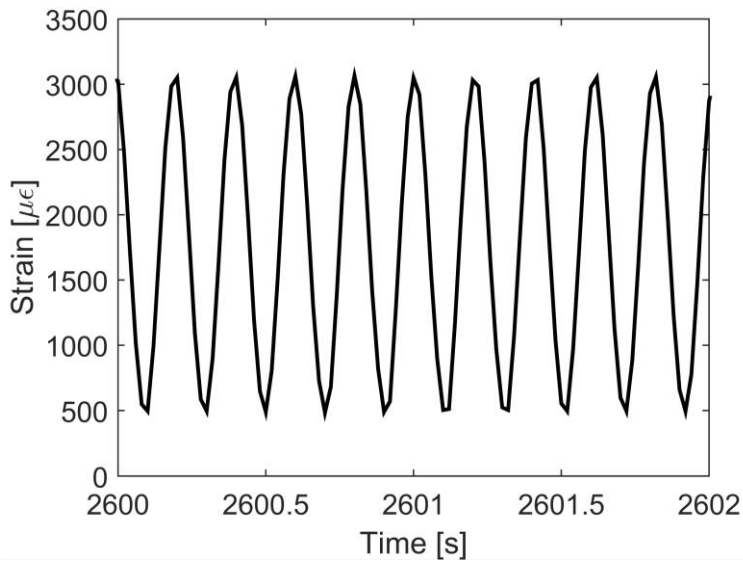


Figura 2-35. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM01 entre los 2600 y 2602 segundos.

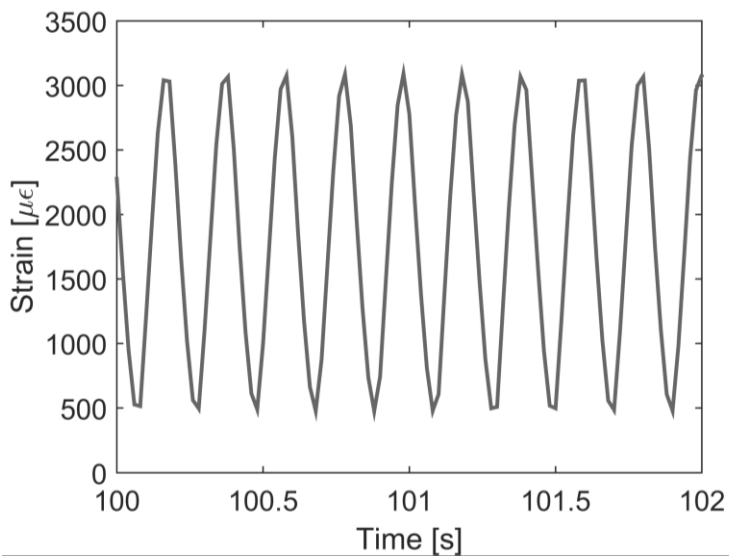


Figura 2-36. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM02 entre los 100 y 102 segundos.

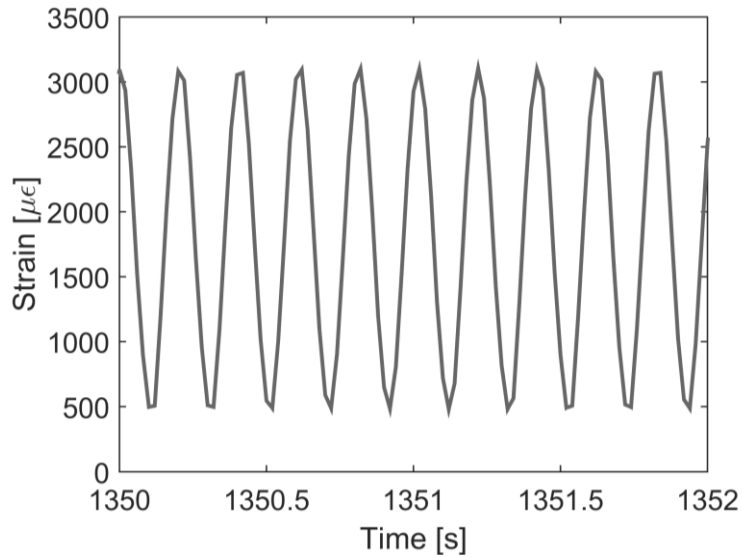


Figura 2-37. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM02 entre los 1350 y 1352 segundos.

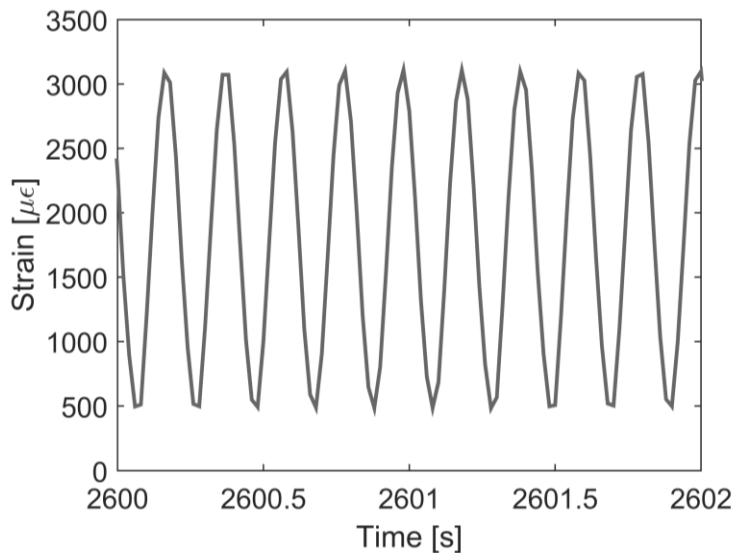


Figura 2-38. Relación deformación tiempo en ensayo de fatiga fibra encolada probeta FM02 entre los 2600 y 2602 segundos.

2.4. Ensayos fibra embebida

2.4.1. Efecto de la fibra en el material huesped

En esta sección se analiza el efecto de introducir sensores de fibra óptica en laminados CFRP realizados con material de *Tipo 2* (Anexo I). El efecto que pueda provocar la fibra óptica sobre las propiedades del material depende de múltiples factores entre los que destacan:

1.- *Relación entre el diámetro del sensor y el espesor del laminado*: la fibra óptica tiene un diámetro exterior de 250 μm (recubrimiento de acrilato) frente a las 5-10 μm que poseen las fibras de refuerzo del material compuesto. Esto puede provocar discontinuidades geométricas y alteraciones en la estructura del laminado, afectando a sus propiedades. Dicho efecto es de menor importancia cuanto menor sea la relación entre el diámetro de la fibra y el espesor del laminado.

2.- *Tipo de recubrimiento de la fibra óptica*: la fibra óptica debe presentar un recubrimiento debido a su alta fragilidad. Atendiendo a la naturaleza de este recubrimiento (en cuanto a material que lo forma, rigidez y resistencia a temperatura) y a la interfaz recubrimiento fibra óptica-matriz de laminado, se tendrá un mayor o menor efecto en las propiedades del compuesto. Los sensores empleados en los ensayos de esta sección presentan un recubrimiento de polyimida. Este material puede alcanzar temperaturas de hasta 232°C de forma continuada y de 482°C de forma puntual, que garantiza su supervivencia al ciclo de curado del material (efectuado a una temperatura de 180°C).

3.- *Orientación de la fibra óptica con respecto a la fibra de refuerzo del material compuesto*: Las fibras de refuerzo del material se reorganizan en torno a la fibra óptica si se encuentran instaladas en la misma dirección (Figura 2-39 (a)). Sin embargo si se instalan de forma perpendicular, la fibra óptica no se integra correctamente apareciendo bolsas de resina en los laterales de la misma (Figura 2-39 (b)). Para evaluar este efecto se han ensayado dos configuraciones: (i) fibra óptica paralela o longitudinal y (ii) fibra óptica trasversal a la de refuerzo.

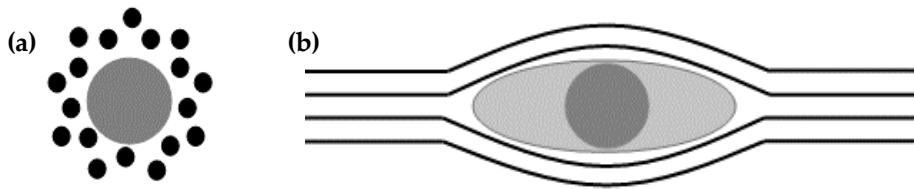


Figura 2-39. Esquema fibra óptica embebida en material compuesto (a) paralela y (b) perpendicular a las fibras de refuerzo.

4.- *Localización de la fibra óptica dentro del laminado:* disposiciones de la fibra óptica simétricas o no simétricas respecto al plano medio afectan en mayor o menor medida a las propiedades del material huésped. En este caso, todas las fibras se han embebido en el plano medio del laminado (entre las telas 5 y 6).

5.- *Cantidad de fibra óptica embebida:* se han situado una, dos y tres fibras ópticas en el material compuesto tanto en la dirección longitudinal como en la transversal de la probeta.

Para la evaluación de la pérdida de propiedades del material huésped se utiliza la tensión de rotura porque se puede medir con bastante precisión con la célula de carga y porque es la mecánica de la fractura del material la que se ve más afectada por la inclusión de un elemento extraño en su estructura. El módulo de Young no debe cambiar significativamente, ya que existe la misma cantidad de material resistente en las probetas, y con la misma orientación que tenía previamente, es decir, los elementos que aportan rigidez siguen estando en el mismo sitio y colocados de la misma forma. La deformación en la rotura es compleja de medir con precisión, es por eso, que tampoco se ha elegido como un criterio para este estudio.

Se realizan una serie de ensayos de tracción hasta la rotura mediante una máquina electromecánica universal de ensayos (ZWICK Z100, Anexo II) con control en desplazamiento a través del travesaño a una velocidad de 2 mm/min. El estudio se basa en los resultados obtenidos de 29 probetas de 250x25 mm: 2 sin fibra, 4 con una longitudinal, 4 con dos longitudinales, 4 con tres longitudinales, 5 con una trasversal, 5 con tres fibras trasversales separadas 20 mm y 5 a 40 mm.

La tensión de rotura de los elementos puede verse en la Figura 2-40 y en la

Tabla 2-3. Se observa que los valores se encuentran aproximadamente entre 425 y 525 MPa en todos los casos.

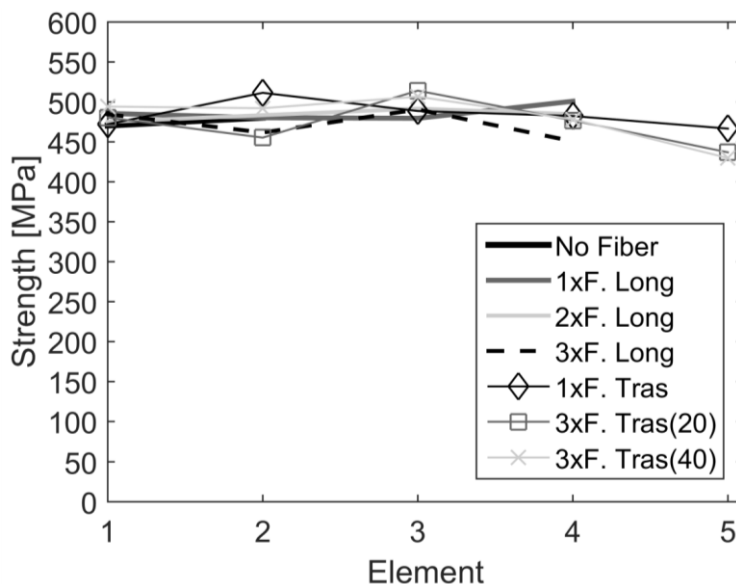


Figura 2-40. Relación de tensiones de rotura en estudio de influencia de embebido de fibra en material compuesto.

En la Tabla 2-3, se muestran cuantitativamente los resultados representados en la Figura 2-40. La diferencia máxima en las tensiones de rotura entre las configuraciones con fibra embebidas y sin fibra se registra en torno al +2,3 % en el caso de una longitudinal. A pesar de que la tensión de rotura es mayor, este valor se encuentra dentro de la variabilidad común en los ensayos mecánicos. La desviación típica registra un incremento de su valor de hasta el triple en el caso de 3 fibras longitudinales y el quintuple en el caso de 3 fibras transversales frente al caso sin fibra

Tensión de rotura [MPa]							
Nº de elemento	Sin fibra	1 x fibra long.	2 x fibra long.	3 x fibra long.	1 x fibra trans.	3 x fibra trans. 20 mm	3 x fibra trans. 40 mm
1	470,5	485,6	475,1	484,5	472,1	480,4	494,2
2	480,3	480,2	483,4	461,7	511,4	455,3	492,1
3	-	479,5	491,5	490,5	488,6	514,1	506,6
4	-	500,8	484,7	450,7	482,3	476,8	478,2
5	-	-	-	-	466,6	436,9	429,8
Media	475,4	486,5	483,7	471,9	484,2	480,2	472,7
Des. estándar	6,9	10	6,8	18,8	17,4	29,9	29,03

Tabla 2-3. Tensión de rotura de probetas con diferentes configuraciones de fibra embebida. Se incluyen media y desviación estándar.

Para concluir el estudio del efecto de la fibra óptica en las propiedades de los materiales compuestos se muestran en las Figuras 2-41 a 2-43 microscopías a 5x, 10x y 20x aumentos, respectivamente, del material huésped con fibra embebida transversal de acrilato (diámetro exterior 250 μm).

En la Figura 2-41 puede verse el típico hueco con forma de ojo generado alrededor de la fibra óptica. La resina, debido a la presión y el calor aplicados durante el curado fluye y rellena toda la cavidad, permitiendo que haya continuidad en el medio. Se observa que la influencia sobre la fibra de carbono se extiende hasta una distancia de 2581 μm .

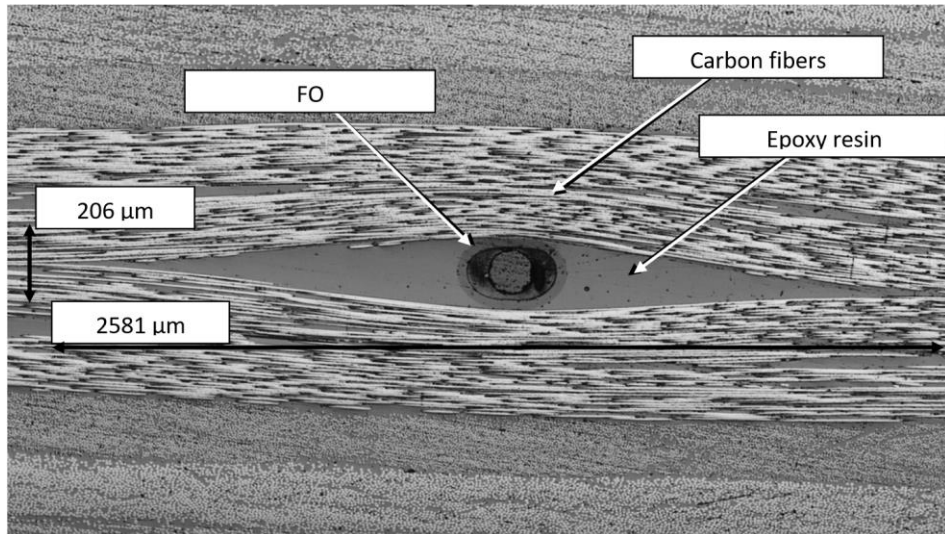


Figura 2-41. Corte del material huésped transversal a la fibra óptica (5x aumentos).

En la Figura 2-42 se muestra con un nivel de aumento de 10x la forma elíptica que adopta la fibra óptica debido a la presión aplicada durante el curado. La corteza y el recubrimiento se ven claramente deformados acabando el último con un eje mayor de $307,2\ \mu\text{m}$ y menor de $206,1\ \mu\text{m}$. El núcleo también sufre una ligera distorsión, pero inferior a la de corteza y recubrimiento. La deformación del núcleo durante el proceso de curado da lugar a la aparición de la birrefringencia en redes de Bragg, que se trata en el Capítulo 3 de este trabajo.

Por último, en la Figura 2-43, se muestra un detalle a 20x aumentos en el que se indican las diferentes partes de la fibra óptica (recubrimiento, corteza y núcleo) y el diámetro de la corteza en su eje mayor.

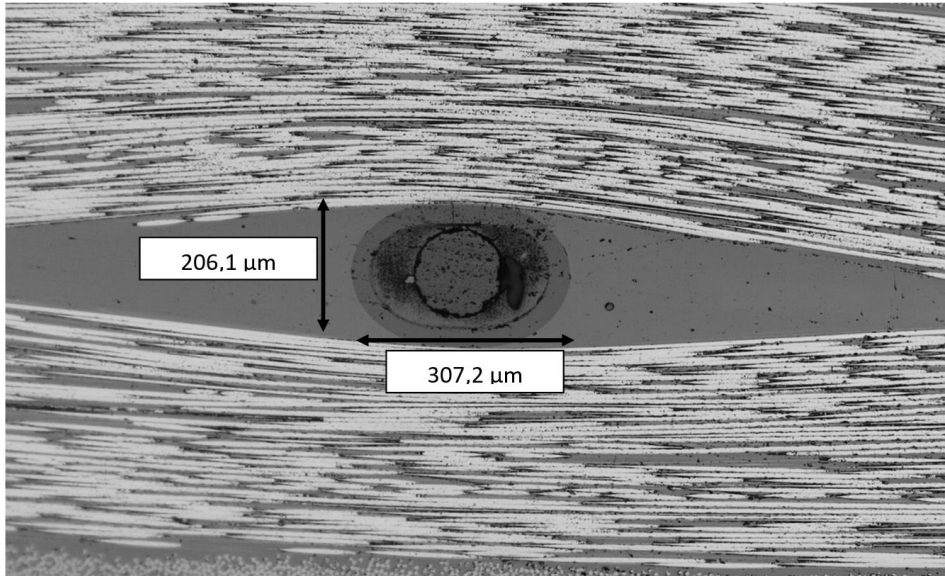


Figura 2-42. Corte del material huésped transversal a la fibra óptica (10x aumentos).

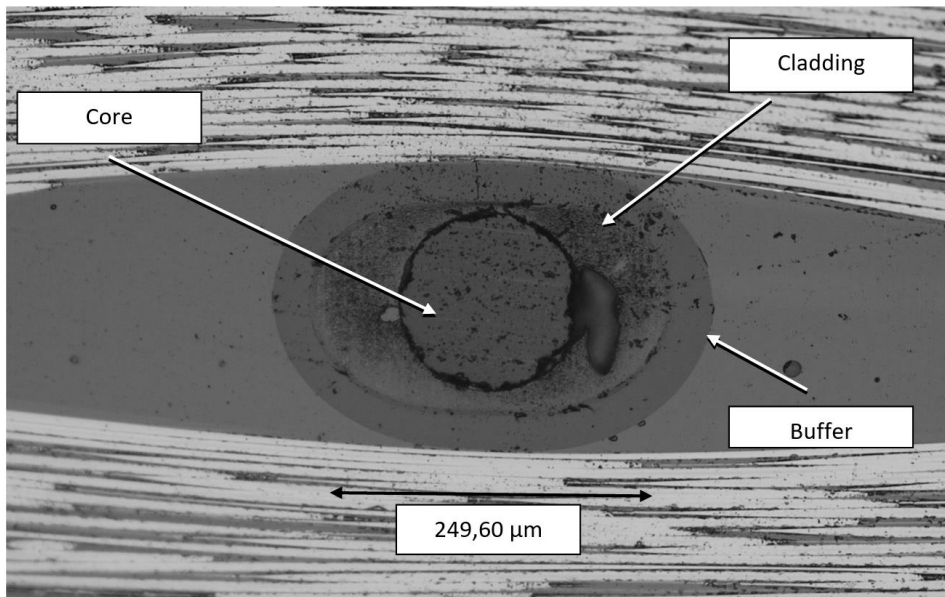


Figura 2-43. Corte del material huésped transversal a la fibra óptica (20x aumentos).

2.4.2. Tracción

Análogamente a los ensayos realizados con sensores de Bragg encolados, se han efectuado ensayos de tracción comparando la medida de fibra embebida con la de una galga extensiométrica adherida a la superficie. El material empleado es de *Tipo 2* (Anexo I). El sensor embebido se introduce entre la capa 1 y 2 (+45° y -45°) desde la cara molde, donde se coloca la galga. El esquema de fabricación y una sección del mismo se presentan en la Figura 2-44. La probeta utilizada tiene una longitud de 160 mm y una sección de 27,70x1,70 mm².

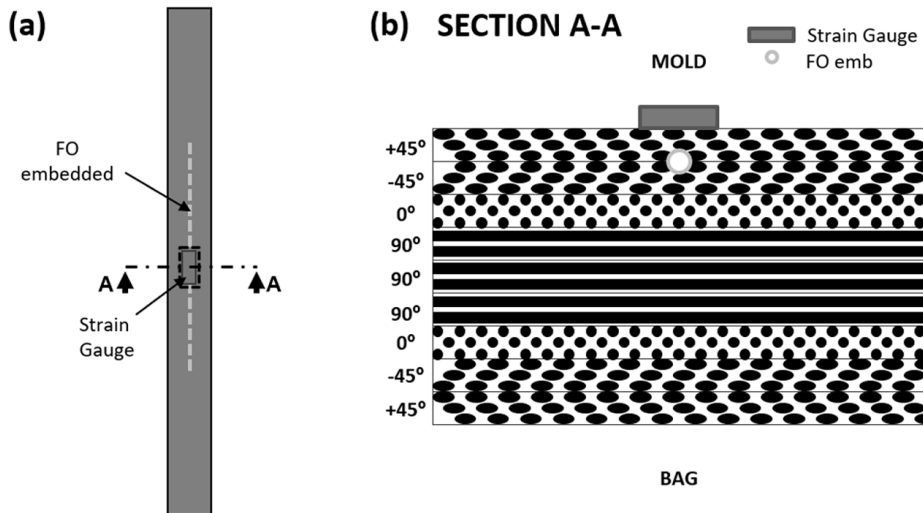


Figura 2-44. Probeta ensayo tracción instrumentada con fibra óptica embebida y galga: (a) esquema de fabricación en planta y (b) corte trasversal A-A.

Como se ha visto anteriormente, la presión aplicada durante el proceso de curado del material compuesto provoca que la fibra embebida se deforme, quedando un eje comprimido y el otro expandido. En el primero de ellos, el índice de refracción de la fibra aumenta, mientras que en el otro disminuye. De esta forma, aparecen dos ejes ortogonales de polarización en el plano del sensor y la longitud de onda de reflexión se desdobra. Este fenómeno se conoce como birrefringencia y se abordará

en mayor profundidad en el Capítulo 3. Para caracterizar la fibra óptica (objetivo 1 de esta tesis) y también para elevar su nivel de disponibilidad tecnológico (objetivo 5) es necesario garantizar que a pesar de la aparición del doble pico causado por la birrefringencia la medida de deformaciones con el sensor embebido es correcta. Para ello se comparan las deformaciones registradas con cada uno de los picos reflejados con la medida de la galga extensométrica. Los resultados correspondientes a cada pico se nombran como FO 1.1 y FO 1.2.

Se realizan dos ensayos a una velocidad de 2 mm/min. El primero hasta una tensión máxima de 155 MPa (8 kN) y el otro hasta la rotura. En los resultados se indica con numeraciones 1 y 2. Para evitar el deslizamiento de la probeta en la mordaza durante el ensayo se fijaron zapatas (*tabs*) de papel de lija de 30x25 mm². Las relaciones tensión deformación obtenidas se presentan superpuestas en la Figura 2-45. Las galgas se muestran en color negro en rombos y círculos, y la fibra con línea discontinua negra y gris oscura en el primer ensayo y en grises claros en el ensayo a rotura. La gráfica se ha cortado en 278 MPa (aprox. 14 kN), pues a partir de este valor se pierde el registro del sensor de Bragg. Este comportamiento es esperable, pues el ensayo supera las 7000 $\mu\epsilon$ y el límite teórico indicado por el fabricante para los sensores OS1100 es 5000 $\mu\epsilon$.

A la vista de la Figura 2-45 se comprueba que en las dos pruebas realizadas las deformaciones registradas por la galga extensiométrica son ligeramente superiores que las obtenidas con el sensor de fibra óptica. En el primer ensayo la galga mide un máximo de 4055 frente a 3910 $\mu\epsilon$ de la fibra, suponiendo una diferencia porcentual de 3,5 %. En el ensayo a rotura, para 278 MPa, la galga indica 7232 frente a 7035 $\mu\epsilon$ de la fibra, con una diferencia del 2,7 %. Además, cabe indicar que no se han encontrado diferencias en las deformaciones registradas por los dos picos reflejados por el sensor de Bragg.

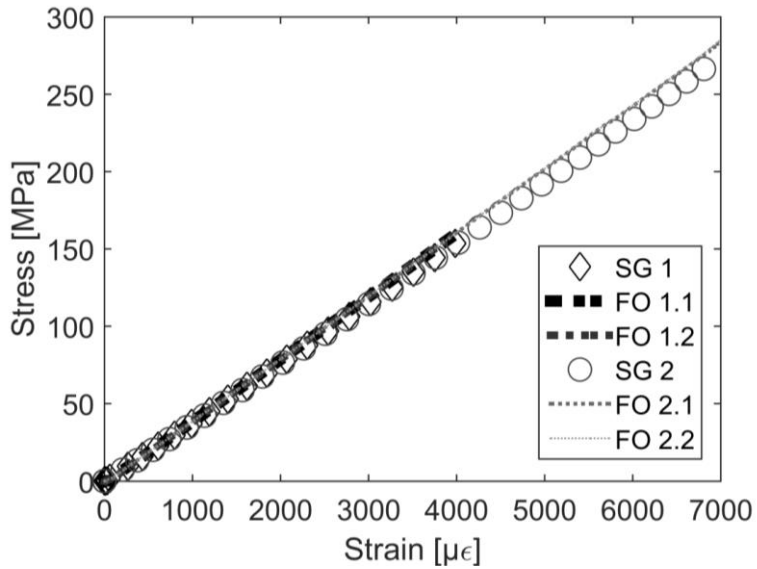


Figura 2-45. Relación tensión deformación en ensayo de tracción fibra óptica embebida y galga extensiométrica.

2.4.3. Flexión

Tras los ensayos de tracción, se realizan ensayos de flexión en tres puntos. Para ello se usan dos probetas de 250 mm, la primera con sección $28,60 \times 1,61 \text{ mm}^2$ y la segunda con $27,72 \times 1,63 \text{ mm}^2$ fabricadas con material *Tipo 2* (Anexo I). La instrumentación utilizada es análoga a la de los ensayos de tracción (Figura 2-44). Las probetas se colocan sobre los útiles de flexión con la cara molde hacia abajo y una longitud entre apoyos de 150 mm. En la Figura 2-46 se muestra una vista de la configuración de la prueba. Se realizan dos ensayos con cada una de las probetas, uno hasta 43 MPa (aprox. 30 N) y otro hasta 70 MPa (aprox. 50 N), con control en desplazamiento a una velocidad de 1 mm/min.

Durante el ensayo se registra la fuerza y posteriormente esta se transforma en tensión según la norma ASTM D7264 [118] al igual que en los ensayos de flexión de fibra encolada (Ecuación 2-4).

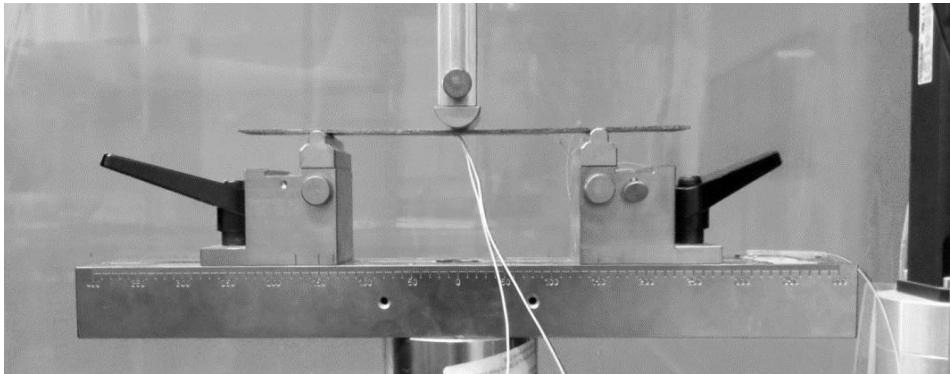


Figura 2-46. Vista de la configuración de probeta con fibra embebida durante ensayo de flexión en tres puntos.

Las Figuras 2-47 y 2-48 muestran la deformación de cada uno de los sensores frente a la tensión obtenida. Las galgas se representan con rombos y circunferencias. La fibra de la primera probeta se muestra en línea discontinua oscura y en línea clara la de la segunda.

Los resultados no coinciden debido a la diferente posición que ocupan los sensores

en la sección. La fibra, por encontrarse más cerca de la línea media, presenta un nivel de deformación inferior. Las máximas deformaciones obtenidas por la fibra en el ensayo de hasta 43 MPa son 1414 $\mu\epsilon$ para la probeta 1 y 970 $\mu\epsilon$ para la probeta 2, frente a 2040 y 1967 $\mu\epsilon$ de las galgas, respectivamente.

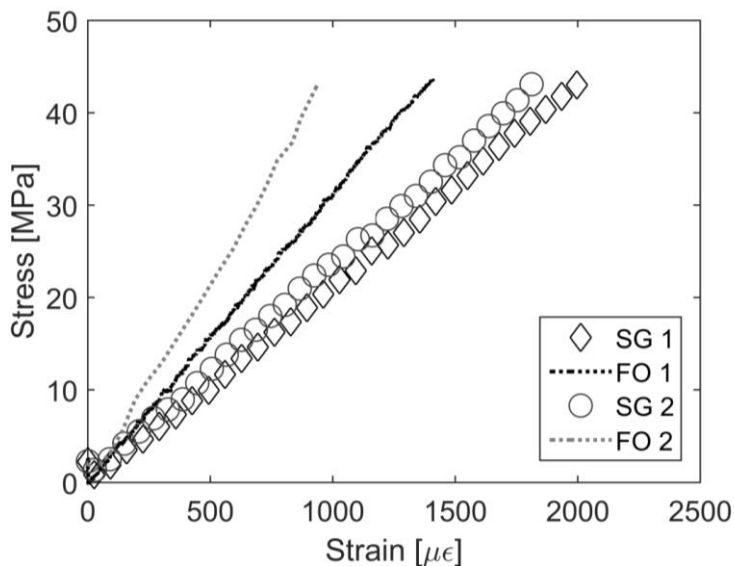


Figura 2-47. Relación tensión deformación ensayo de flexión hasta 43 MPa fibra óptica embebida y galga extensiométrica.

En el ensayo hasta 70 MPa (Figura 2-48), los valores máximos medidos para la probeta 1 fueron de 3176 y 2310 $\mu\epsilon$, para galga y fibra, respectivamente. Y para la probeta 2 se registran en la galga 3188 y en la fibra 1590 $\mu\epsilon$.

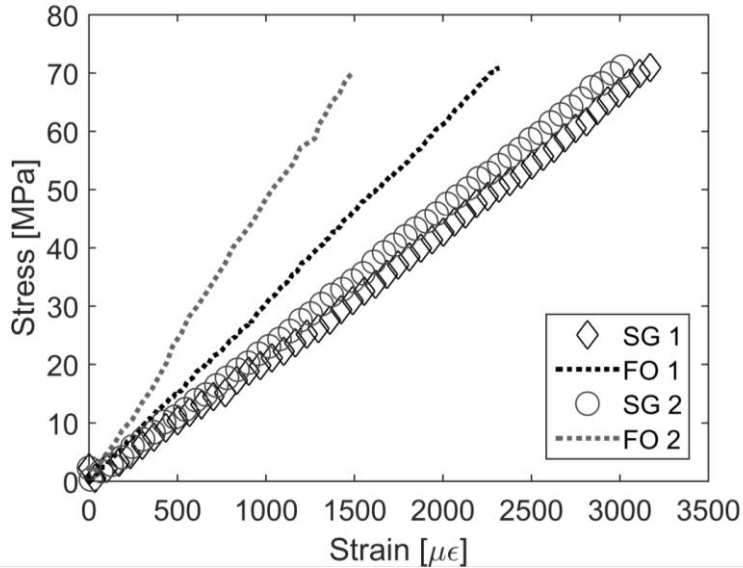


Figura 2-48. Relación tensión deformación ensayo de flexión hasta 70 MPa fibra óptica embebida y galga extensiométrica.

2.4.4. Fatiga

El fin de estos ensayos es determinar cómo puede afectar la presencia de fibra embebida en paneles de material compuesto al crecimiento de daños o imperfecciones durante la aplicación de carga cíclica. Se ensayan dos probetas con denominación AEFML01 y AEFML02, fabricadas con material *Tipo 2* (Anexo I). Ambas poseen una longitud de 160 mm con una sección de 26,54x1,52 mm² y de 26,30x1,54 mm², respectivamente. Se instrumentan por medio de una fibra óptica embebida entre las capas 1 y 2 desde la cara molde (láminas a +45 y -45), que tiene su salida por el lateral. En la Figura 2-49 (a) puede verse un esquema de las probetas con el sensor embebido en planta y un corte seccional en la Figura 2-49 (b).

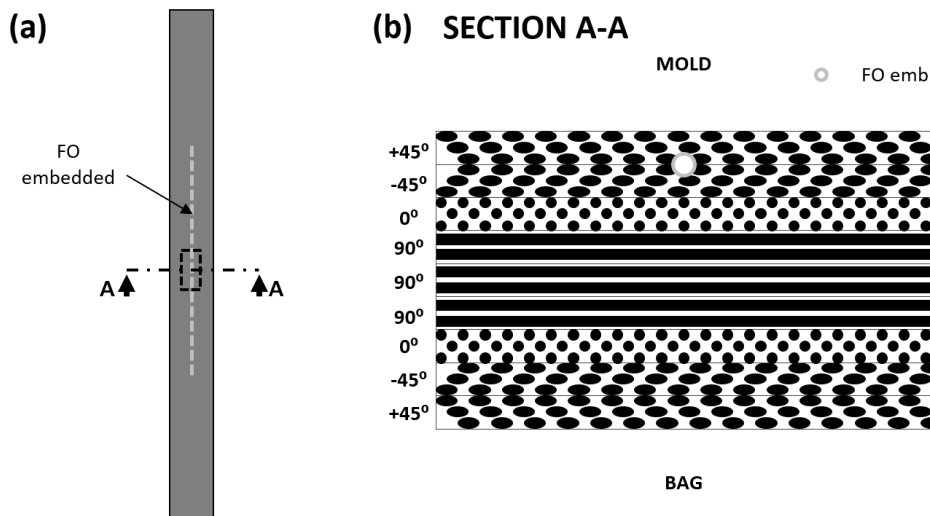


Figura 2-49. Probetas ensayo fatiga instrumentada con fibra óptica embebida (a) esquema en planta y (b) corte transversal.

El ensayo se efectúa empleando la máquina de ensayos dinámicos KEELAVITE en la ETSI de la US. Se realizan $1,1 \cdot 10^6$ ciclos a cada una de las probetas con una frecuencia de 7 Hz, entre una carga mínima de 1,5 kN y una máxima de 7 kN para AEFML01 y de 6 kN para AEFML02 con control en carga.

Para poder evaluar si la aplicación de la carga cíclica ha originado la aparición de daños es necesario conocer tanto el estado inicial como el estado al término del ensayo cíclico de las probetas. Por esta razón, antes y después de aplicar la carga se realizó una inspección mediante ultrasonidos *Phased Array* (PA) por medio de un sistema OLYMPUS Omniscan MX (Anexo II). Los parámetros que se emplean en la inspección se indican en la Tabla 2-4.

General	Ganancia [dB]	1,5				
	Velocidad [m/s]	2978,7				
	Sum Gain [dB]	9,5				
Puertas	Parámetros	Comienzo [mm]	Ancho [mm]	Altura [%]	Sincronización	Medida
	I	-0,88	1,86	20	No	Flanco
	A	1,30	5	5	I	Pico máx.
	B	1,30	5	25	I	Flanco

Tabla 2-4. Parámetros de inspección por ultrasonidos sobre las probetas de ensayos a fatiga con fibra embebida.

El resultado de la inspección por ultrasonidos de la probeta AEFM01 previo al ensayo a carga cíclica se muestra en las Figuras 2-50 y 2-51. El registro procedente de los ultrasonidos PA es una cartografía en la que se indica en formato imagen la amplitud y posición del eco sónico que rebota en la frontera del material (eco de fondo). En el primer caso se llama C-scan en amplitud y en el segundo C-scan en posición.



Figura 2-50. C-scan en amplitud de la probeta AEFML01 previo al ensayo a fatiga.



Figura 2-51. C-scan en posición de la probeta AEFML01 previo al ensayo a fatiga.

El análisis del C-scan en posición muestra que el eco de fondo se sitúa en torno a 1,8 mm. Se comprueba que en todo el contorno de la probeta aparecen atenuaciones de la señal ultrasónica derivadas de la existencia de irregularidades en el borde de la misma. Estas irregularidades tienen su origen en el proceso de fabricación de la probeta que requiere el empleo de retenedores de corcho. Puesto que la fibra presenta la salida por el lateral (ver Sección 1.2.2), no se ha realizado la rectificación de los bordes para evitar la rotura de la misma. La indicación número 1 señalada en el C-scan en amplitud (Figura 2-50) es debida a problemas de acoplamiento durante la inspección. Por tanto, se observa que la probeta no presenta indicaciones previas a la carga cíclica. Destaca que mediante la inspección por ultrasonidos no ha sido posible detectar la ubicación de la fibra óptica embebida en el interior de la probeta.

Tras la inspección por ultrasonidos se aplica la carga cíclica a la probeta. El registro de deformaciones obtenido durante el ensayo se muestra en las Figuras 2-52 a 2-54 en tres intervalos: transcurridos aproximadamente 45 min del comienzo del mismo (Figura 2-52), tras aplicar la mitad de los ciclos aproximadamente a las 22 h del comienzo (Figura 2-53) y al final del ensayo, tras 43 h (Figura 2-54). En cada caso se han representado 14 ciclos (2 segundos).

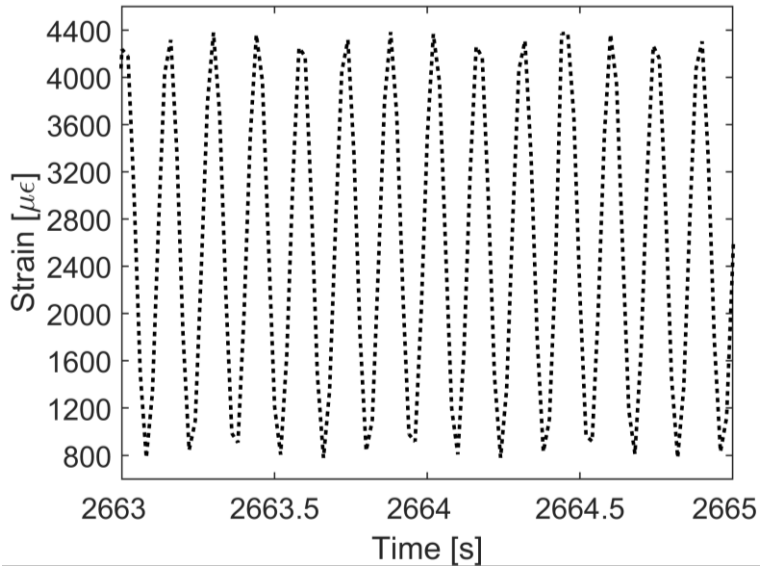


Figura 2-52. Deformación vs tiempo al inicio del ensayo de fatiga (entre 2663 y 2665 segundos) con fibra embebida, probeta AEFML01.

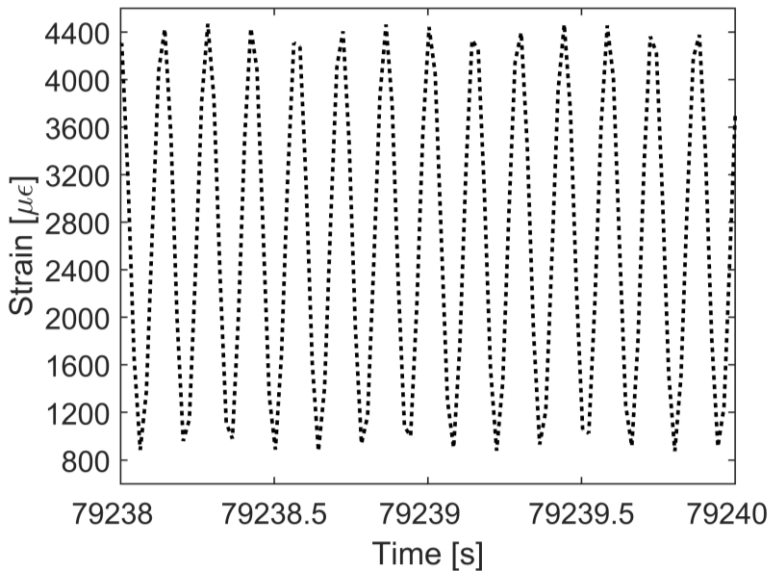


Figura 2-53. Deformación vs tiempo durante el ensayo de fatiga (entre 79238 y 79240 segundos) con fibra embebida, probeta AEFML01.

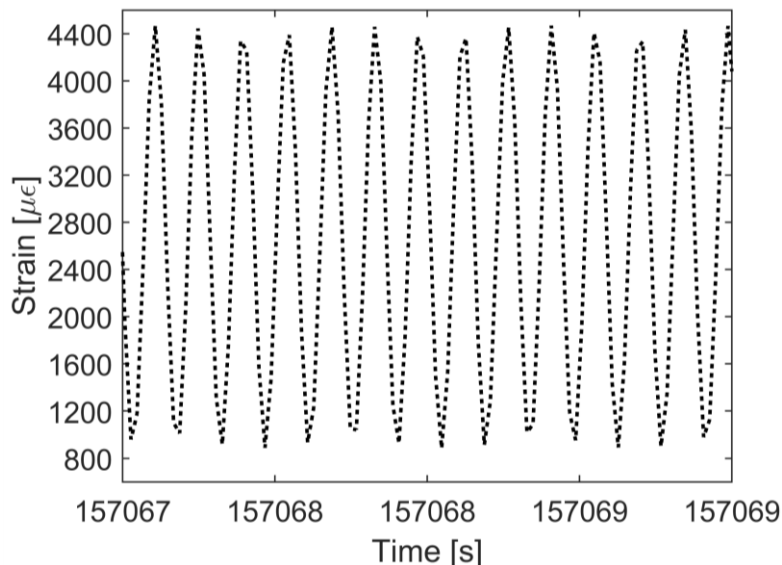


Figura 2-54. Deformación vs tiempo al final del ensayo de fatiga (entre 157067 y 157069 segundos) con fibra embebida, probeta AEFML01.

En la Figura 2-52 se observa que las deformaciones se mantienen entre un máximo de 4380 y un mínimo de 780 $\mu\epsilon$. Estos valores se incrementan levemente en el intermedio y final del ensayo hasta un máximo 4470 y un mínimo de 900 $\mu\epsilon$ (Figuras 2-53 y 2-54).

El resultado de la inspección por ultrasonidos tras la carga cíclica no revela cambios con respecto a la primera inspección realizada (Figuras 2-55 y 2-56). Se vuelven a apreciar las atenuaciones en el contorno de la probeta, debido a las irregularidades de los bordes. Adicionalmente a estas, no se detectan otras indicaciones.

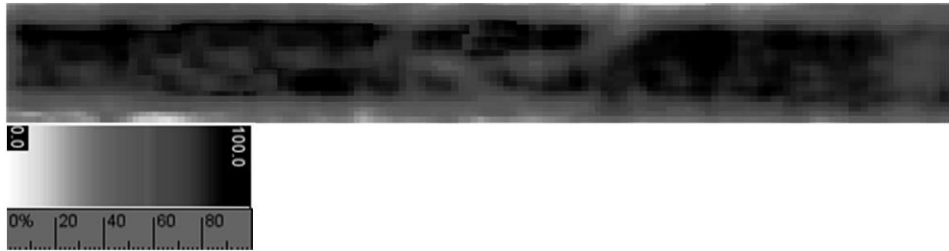


Figura 2-55. C-scan en amplitud de la probeta AEFML01 posterior al ensayo a fatiga.



Figura 2-56. C-scan en posición de la probeta AEFML01 posterior al ensayo a fatiga.

Las Figuras 2-57 y 2-58 presentan las cartografías C-scan en amplitud y posición de la probeta AEFML02 antes del ensayo a carga cíclica. Al igual que en la probeta AEFML01 se detectan múltiples atenuaciones en los bordes superior e inferior de la probeta ocasionados por irregularidades en los mismos. La salida de la fibra óptica de la probeta se realiza por el borde de esta. Debido a la fragilidad de la fibra, alrededor de la salida se han mantenido restos de los retenedores de corcho empleados para la fabricación de la probeta. Dichos restos de corcho impiden la correcta adaptación de la zapata a la superficie de la probeta, dando lugar a la indicación número 1 (Figura 2-57). Salvo esta indicación y las atenuaciones en el contorno de la probeta no se detectan otras indicaciones en esta primera inspección. Como en el caso anterior, tampoco se detecta la ubicación de la fibra óptica en el interior de la probeta.



Figura 2-57. C-scan en amplitud de la probeta AEFML02 previo al ensayo a fatiga.



Figura 2-58. C-scan en posición de la probeta AEFML02 previo al ensayo a fatiga.

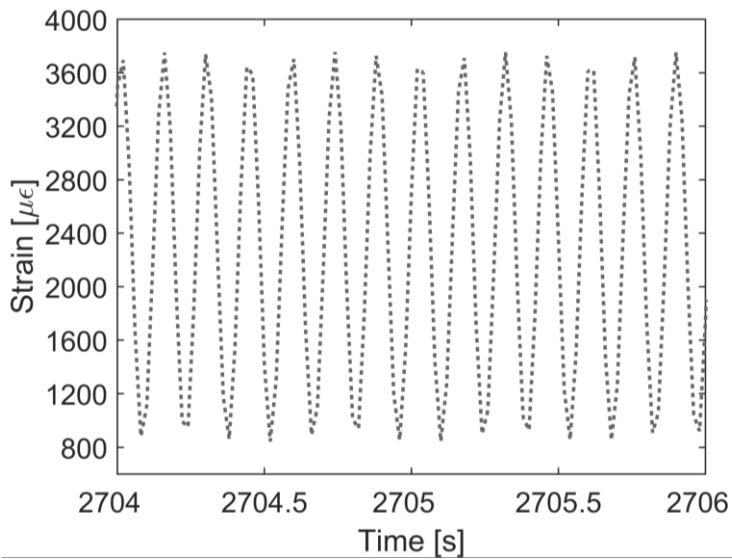


Figura 2-59. Deformación vs tiempo al principio del ensayo de fatiga (entre 2704 y 2706 segundos) con fibra embebida, probeta AEFML02.

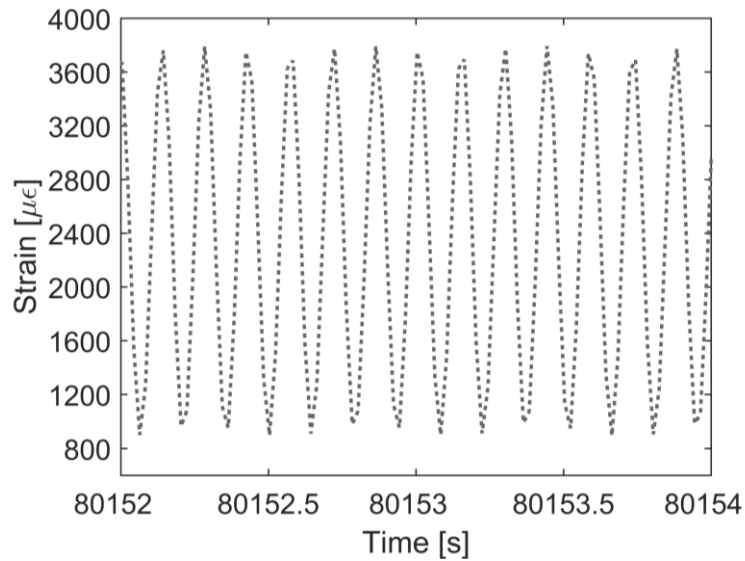


Figura 2-60. Deformación vs tiempo durante el ensayo de fatiga (entre 80152 y 80154 segundos) con fibra embebida, probeta AEFML02.

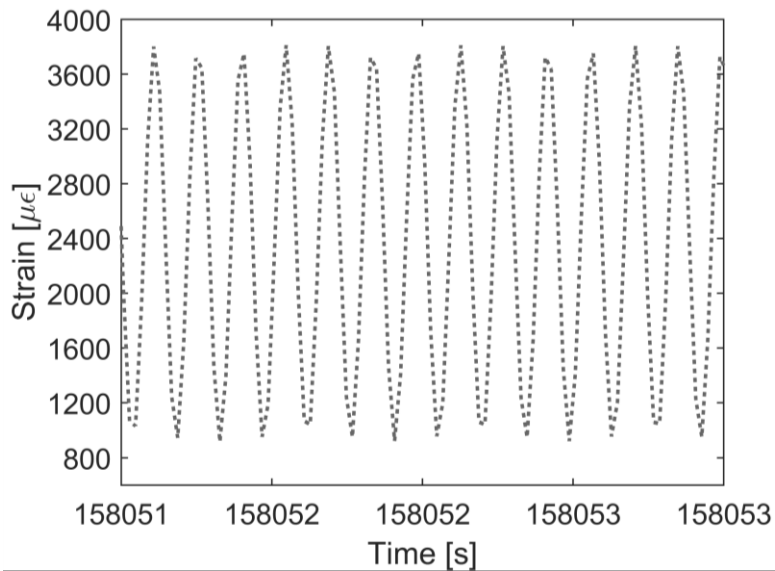


Figura 2-61. Deformación vs tiempo al final del ensayo de fatiga fibra embebida, probeta AEFML02.

Tras la aplicación de la carga cíclica (Figuras 2-59 a 2-61) se realiza la segunda inspección por ultrasonidos. Como se comprueba en las imágenes C-scan en amplitud (Figura 2-62) y C-scan en posición (Figura 2-63) tampoco se detectan cambios con respecto al estado de referencia.

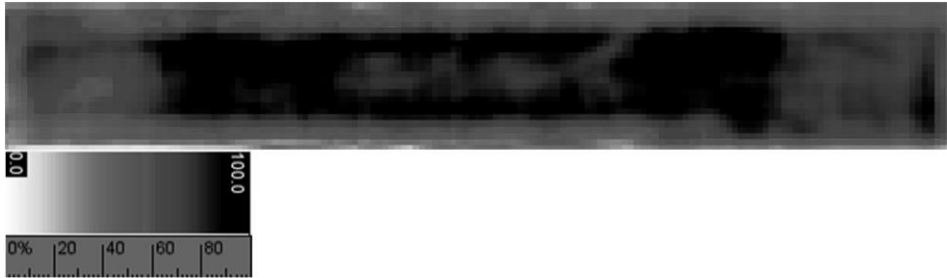


Figura 2-62. C-scan en amplitud de la probeta AEFML02 posterior al ensayo a fatiga.



Figura 2-63. C-scan en posición de la probeta AEFML02 posterior al ensayo a fatiga.

2.5. Ensayos comparativos FO encolada-embebida

El objetivo de estos ensayos es comparar el registro obtenido por sensores encolados y embebidos ante distintos tipos de solicitaciones mecánicas. Para ello, se han fabricado dos tipologías de probetas: de tracción-flexión (CS-TF) y de compresión (CS-CAI). Estos elementos han sido laminados en una primera etapa con material *Tipo 1* (Anexo I) y en una segunda empleando material *Tipo 2*. Todos los ensayos se realizan por medio de una máquina de ensayos universal electromecánica ZWICK Z100 (Anexo II) adaptando su interfaz.

2.5.1. Material *Tipo 1*

2.5.1.1. Tracción

En estos ensayos se usa una probeta con longitud 250 mm y sección 26,58x1,95 mm². Se instrumenta por medio de un sensor de Bragg encolado en la cara bolsa, uno embebido entre las capas 1 y 2 y una galga extensiométrica en la cara molde. El esquema de la instrumentación y de un corte trasversal puede verse en la Figura 2-64.

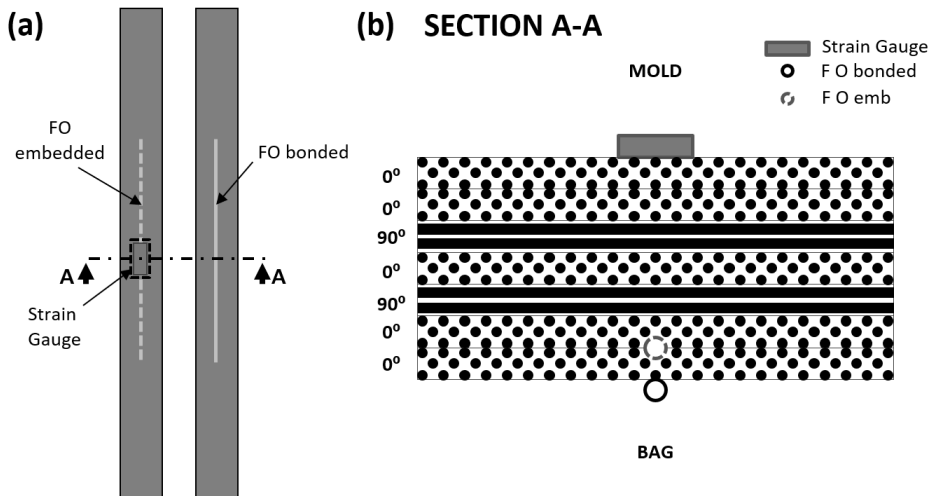


Figura 2-64. Probetas ensayo tracción de comparación de sensores instrumentada con fibra óptica encolada, embebida y galga: (a) esquema en planta y (b) corte trasversal.

La probeta se somete a tracción con control en velocidad a 1 mm/min. Se realiza una carga hasta 175 MPa (aprox. 9 kN), se extrae la probeta y se invierte su posición para volver a cargarla hasta un máximo de 225 MPa (aprox. 12 kN).

Los resultados de los ensayos se representan en la Figura 2-65. Para la primera carga, 175 MPa, la galga (SG) se representa con rombos, la fibra encolada (FO adh) con línea continua oscura y la embebida (FO emb) con línea discontinua. Para el ensayo hasta 225 MPa, la galga se muestra con circunferencias, la fibra encolada con línea continua y la embebida con discontinua. En todos los casos el comportamiento es lineal registrándose un valor máximo de medición de la galga para el ensayo de 175 MPa de 1937, por 1945 de la fibra encolada y 1958 $\mu\epsilon$ de la embebida. Con respecto a la galga, estas diferencias suponen un 0,4 y 1,1 %. Para 225 MPa, la galga ofrece un resultado de 1953, frente a 1909 de la fibra encolada y 1955 $\mu\epsilon$ de la embebida, correspondiendo a un porcentaje de 2,2 y 0,1 %, respectivamente.

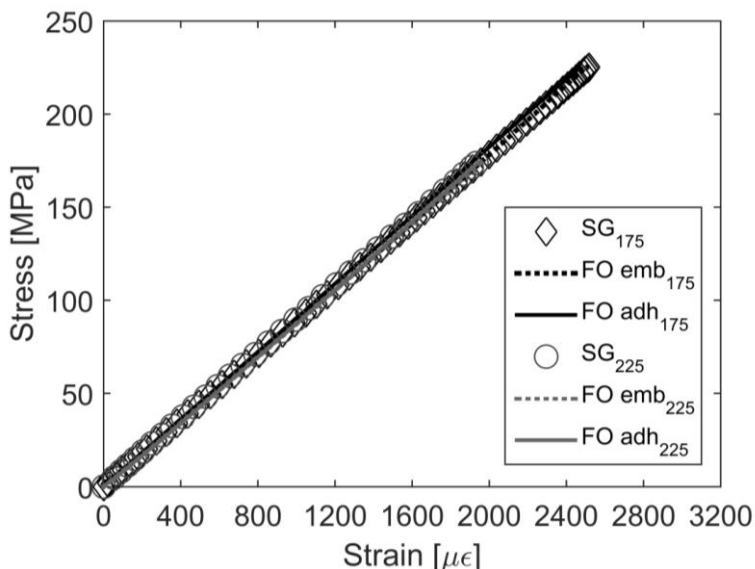


Figura 2-65. Relación tensión deformación ensayo de tracción material *Tipo 1* fibra óptica encolada, embebida y galga extensiométrica.

2.5.1.2. Flexión

En estos ensayos se utiliza la probeta fabricada para tracción presentada en la Sección 2.5.1.1. Se coloca en un útil de flexión en tres puntos con una distancia entre apoyos de 150 mm y la cara bolsa hacia los apoyos. De esta forma, la galga extensiométrica (cara molde) se encuentra del lado de la compresión y la fibra encolada y embebida en el de tracción (cara bolsa). En la Figura 2-66 se presenta una vista de la configuración durante el ensayo. Se realizan dos pruebas usando la misma probeta en la misma posición. En los resultados, esto se indica con notación A y B. La fuerza máxima aplicada es de 200 N. El control se realiza en desplazamientos a 1 mm/min. Para mostrar los resultados se convierte la fuerza en tensión por medio de la Ecuación 2-4 (norma ASTM D7264 [118]).

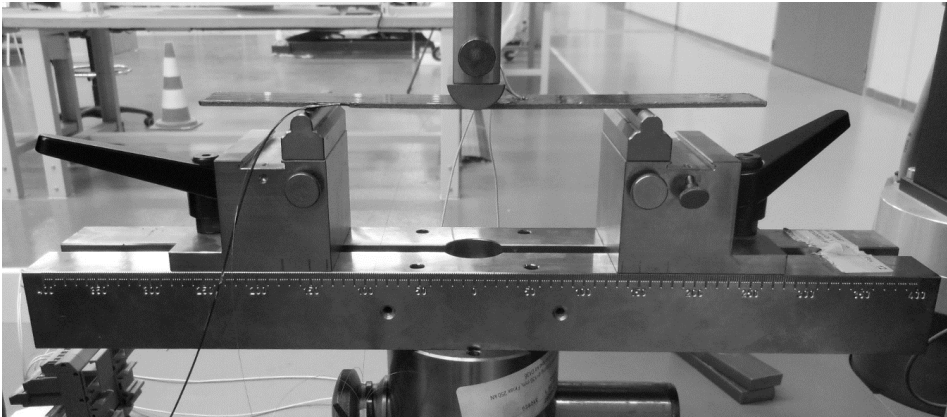


Figura 2-66. Vista de la configuración de probeta con fibra embebida, encolada y galga extensiométrica durante ensayo de flexión en tres puntos.

En la Figura 2-67 puede verse la relación tensión-deformación obtenida por medio de todos los sensores. La galga se representa con rombos y circunferencias en cada caso. La fibra embebida con línea discontinua y la encolada en línea continua con diferentes niveles de gris. El comportamiento para todos los sensores se muestra completamente lineal. La galga, al encontrarse adherida en la región de máxima compresión ofrece valores negativos de deformación hasta un máximo de -2445 y $-2428 \mu\epsilon$, respectivamente para ambos ensayos. La fibra encolada se encuentra

pegada en la región de máxima tracción, en la cara opuesta y devuelve valores de 2385 y 2445 $\mu\epsilon$, para los casos A y B. La fibra embebida, a su vez, se encuentra en la región de tracción, entre dos capas de material, más cerca de la línea media que la fibra encolada. Por ello, los valores máximos que registra son ligeramente inferiores: 2076 y 2128 $\mu\epsilon$.

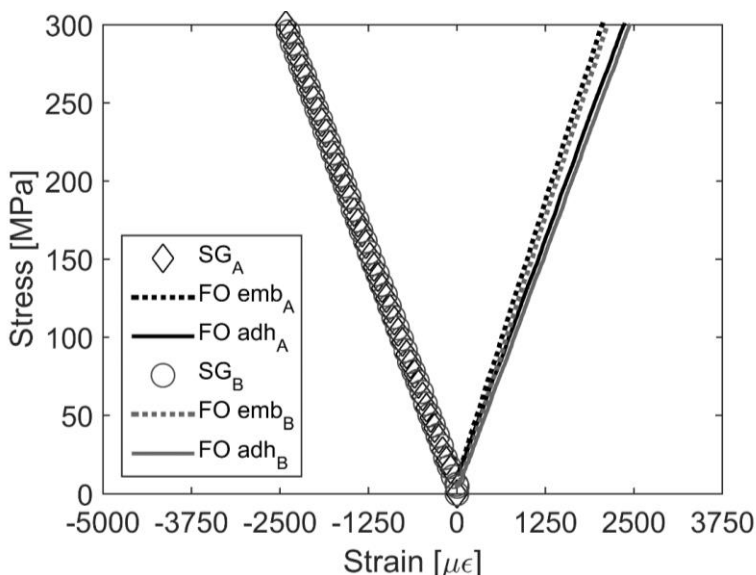


Figura 2-67. Relación tensión deformación ensayo de flexión material *Tipo 1* fibra óptica encolada, embebida y galga extensiométrica.

2.5.1.3. Compresión

En este apartado se utilizan dos probetas con denominación CS-CAI1 y CS-CAI2, cuyas dimensiones son 151,72x102,14 mm² con espesor 1,93 mm y 151,00x101,43 mm² con espesor 2,00 mm, respectivamente. Estas probetas se encuentran dimensionadas, en la medida de lo posible, según las normas ASTM D7136 [119] y AITM 1-0010 [120]. Aunque en estas se recoge que el tamaño de los elementos a ensayar debe responder a las medidas de 100x150 mm², las probetas de esta serie de ensayos no pueden rectificarse para ajustarlas debido al riesgo de rotura de la fibra óptica que sobresale desde la superficie del elemento.

Las probetas se instrumentan por medio de una fibra encolada, una embebida, una galga y el sistema de videocorrelación Aramis. El sensor embebido se sitúa durante la fabricación entre las capas 1 y 2 desde la cara bolsa, en sentido longitudinal con el laminado, centrado con respecto a la anchura. Una vez curado se añade la galga en el centro de la cara molde y la fibra encolada entre el centro y el borde derecho de la cara bolsa. El esquema de fabricación y un corte transversal de la probeta se muestran en las Figuras 2-68 (a) y (b), respectivamente.

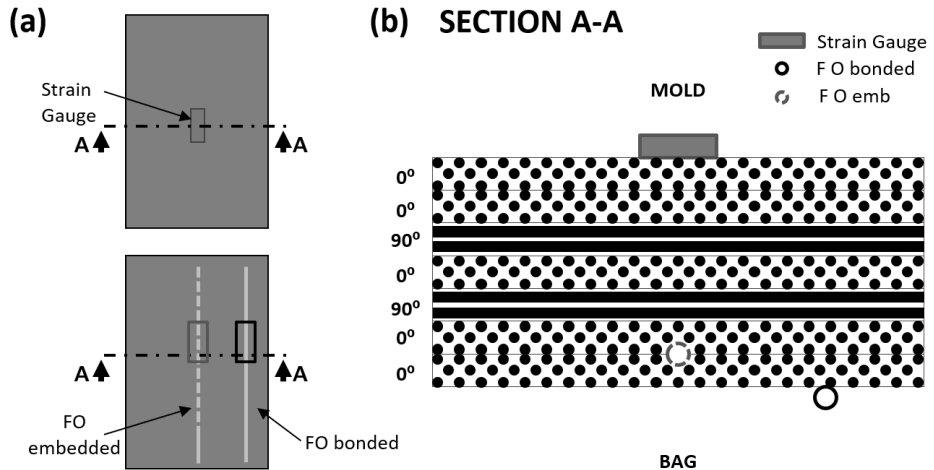


Figura 2-68. Vista de la configuración de probeta de compresión con fibra encolada, embebida y galga extensiométrica durante ensayo de compresión CAI.

Aramis permite medir la deformación global del elemento y con ello tener más herramientas para analizar su comportamiento. El sistema necesita que la superficie objetivo se encuentre libre, sin elementos que bloqueen la visión, y un tratamiento de la superficie mediante el pintado de un patrón estocástico blanco y negro. Por esto, se evita la cara de la galga (cara molde), y el sistema se monta desde la cara bolsa. Las curvas de comportamiento tensión deformación provenientes de este equipo se obtienen promediando una zona en el centro de la cara de 1x1 cm². Los parámetros de configuración son análogos a los usados en la Sección 2.3.1.6.

El control se realiza en desplazamientos a una velocidad de 1 mm/min. Se llevan a cabo dos ensayos por probeta con un límite de carga de 14 y 16 kN, correspondientes con un nivel tensional de 66 y 77 MPa en CS-CAI1 y 64 y 76 MPa en CS-CAI2.



Figura 2-69. Vista de la configuración de la probeta CS-CAI 1 con fibra encolada, embebida y galga extensiométrica durante ensayo de compresión CAI.

El resultado para la primera probeta se muestra en la Figura 2-70. Se observa que la deformación medida por todos los sensores diverge. La galga mide compresión en la cara molde mientras en la cara bolsa el sistema de videocorrelación y las fibras miden esfuerzos de tracción. Los sensores registran un valor máximo aproximado de -2200 en el caso de la galga, 700 la fibra embebida, 1300 la encolada y 2700 $\mu\epsilon$ la videocorrelación. Los desplazamientos fuera del plano medidos por el sistema Aramis (Figura 2-71) revelan que la probeta flexa hacia la cara bolsa con un valor máximo en el centro de 3,4 mm, zona de color oscuro en la Figura 2-71 (b). En la Figura 2-71 (a) puede verse la máscara o zona de medición seleccionada. Este comportamiento se encuentra provocado por una flexión del elemento. El punto de aplicación de la carga se encuentra desplazado hacia la cara molde.

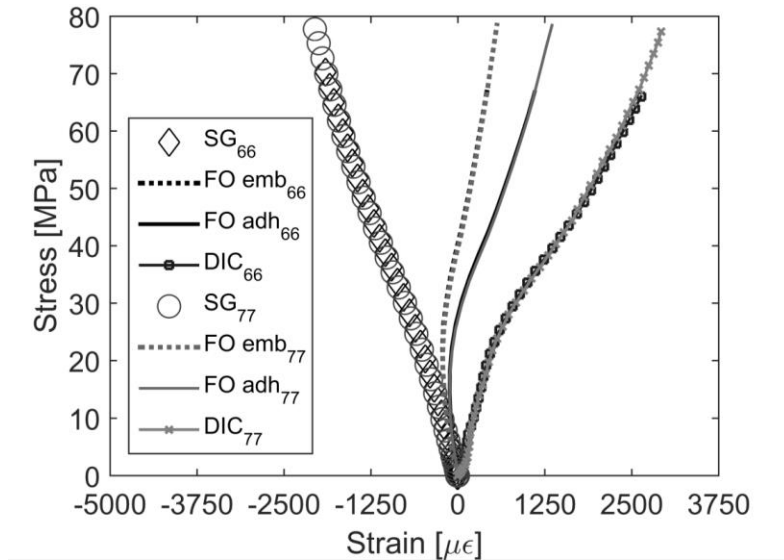


Figura 2-70. Relación tensión deformación probeta CS-CAI1 ensayo de compresión material *Tipo 1* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica y videocorrelación.

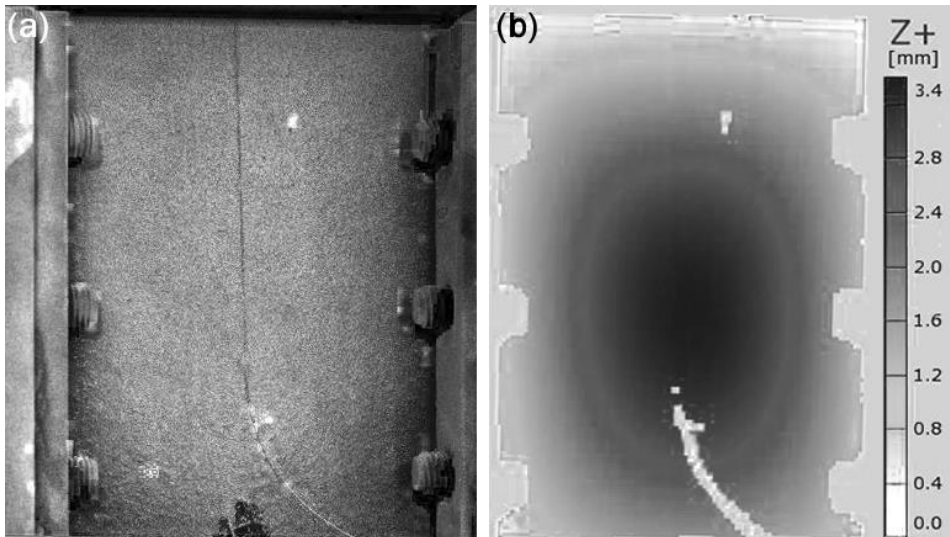


Figura 2-71. (a) Vista de la máscara para videocorrelación y (b) el desplazamiento perpendicular al plano de la probeta CS-CAI1 a máxima carga.

Los resultados del ensayo para la probeta CS-CAI2 se muestran en la Figura 2-72. Las galgas registran un valor a máxima carga de $-200 \mu\epsilon$ coincidiendo con la videocorrelación. Las fibras muestran una tendencia divergente con respecto a los demás sensores. La encolada devuelve un valor de deformación con un máximo de -950 frente a $-900 \mu\epsilon$ del embebido. El desplazamiento máximo perpendicular al plano registrado mediante videocorrelación lo sitúa en $0,65 \text{ mm}$ en el tercio inferior de la probeta en el sentido de la cara molde, como indica el signo negativo en la Figura 2-73 (b). En la Figura 2-73 (a) se muestra la máscara seleccionada para la medición del desplazamiento. En esta ocasión todos los sensores miden esfuerzos de compresión durante la duración total de ambos ensayos. Las fibras mantienen la misma tendencia, mientras la videocorrelación y la galga manifiestan cambios de pendiente a partir de 70 MPa aproximadamente. Parece que la compresión se desarrolla adecuadamente hasta ese momento, en el que se produce un pandeo local que tiende a desplazar la parte superior de la probeta hacia la cara bolsa y la parte inferior hacia la cara molde según puede verse en el registro de Aramis (Figura 2-73(a)). La carga se encuentra mejor centrada en los ensayos de la probeta CS-CAI2, pero debido al pequeño espesor, los elementos tienden a pandear de forma global como CS-CAI1 o local como CS-CAI2. Para evitar este efecto, la norma ASTM D7136 [119] recomienda espesores mayores a 4 mm , pero en estos ensayos las probetas tenían un espesor de 2 mm .

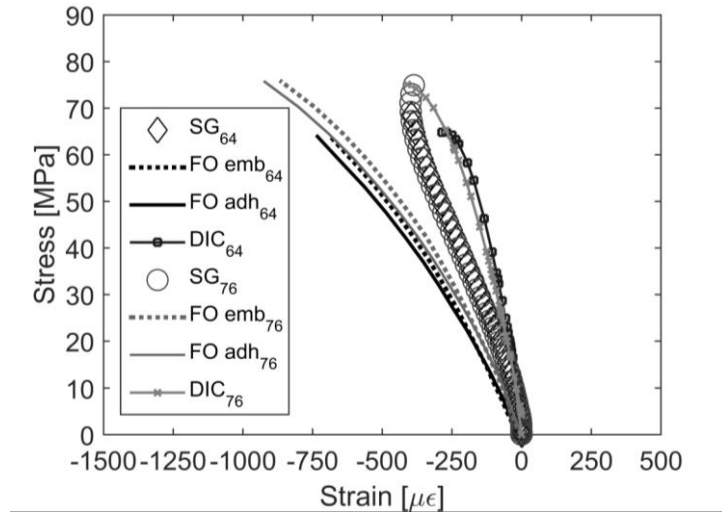


Figura 2-72. Relación tensión deformación probeta CS-CAI2 ensayo de compresión material *Tipo 1* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica y videocorrelación.

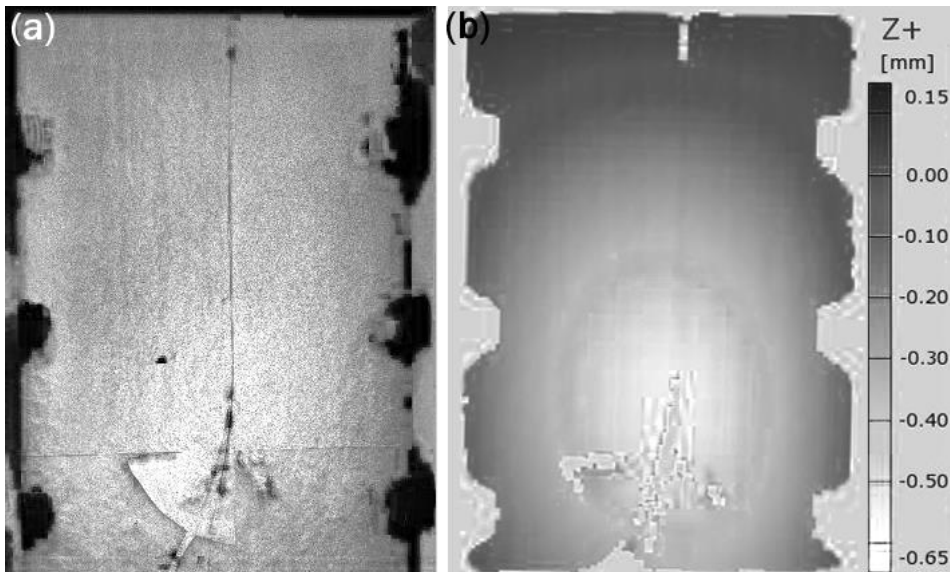


Figura 2-73. (a) Vista de la máscara para videocorrelación y (b) el desplazamiento perpendicular al plano de la probeta CS-CAI2 a máxima carga.

2.5.2. Material *Tipo 2*

En esta sección se realizan pruebas de tracción, flexión y compresión con sensores encolados y embebidos para comparar sus medidas con otros métodos análogamente a como se hizo con material de *Tipo 1* (Anexo I), pero cambiando a *Tipo 2*. Se fabrican dos probetas de flexo-tracción, con denominación CS-TFA1 y CS-TFA2, y dos probetas de compresión, CS-CAIA1 y CS-CAIA2. Todos los ensayos se llevan a cabo por medio de una ZWICK Z100 modificando las interfaces.

2.5.2.1. Tracción

Las probetas CS-TFA1 y CS-TFA2 usadas para estos ensayos poseen una longitud de 250 mm y una sección 28,60x1,61 mm² y 27,72x1,63 mm², respectivamente. Se encuentran instrumentadas por medio de una fibra encolada, una embebida, una galga y Aramis. El sensor embebido se introduce en el laminado entre las capas 1 y 2 desde la cara bolsa (capas -45° y 45°). Se adhieren por la cara bolsa la galga extensiométrica y la fibra encolada. Un esquema y un corte trasversal de la probeta con la localización de los sensores puede verse en las Figuras 2-74 (a) y (b), respectivamente. Adicionalmente también se prepara la cara bolsa del elemento (por encontrarse libre de sensores) para la utilización del sistema de videocorrelación Aramis. Los parámetros de configuración de este sistema son análogos a los usados en los ensayos presentados en la Sección 2.3.1.6. El valor de las gráficas para la videocorrelación se obtiene de promediar las deformaciones medidas en un cuadrado de 1x1 cm² en el centro de la cara bolsa.

Las probetas se someten a tracción a una velocidad de 2 mm/min. El final del ensayo se produce a un límite de tensión de 310 MPa para CS-TFA1 y 330 MPa para CS-TFA2 (aproximadamente 15 kN).

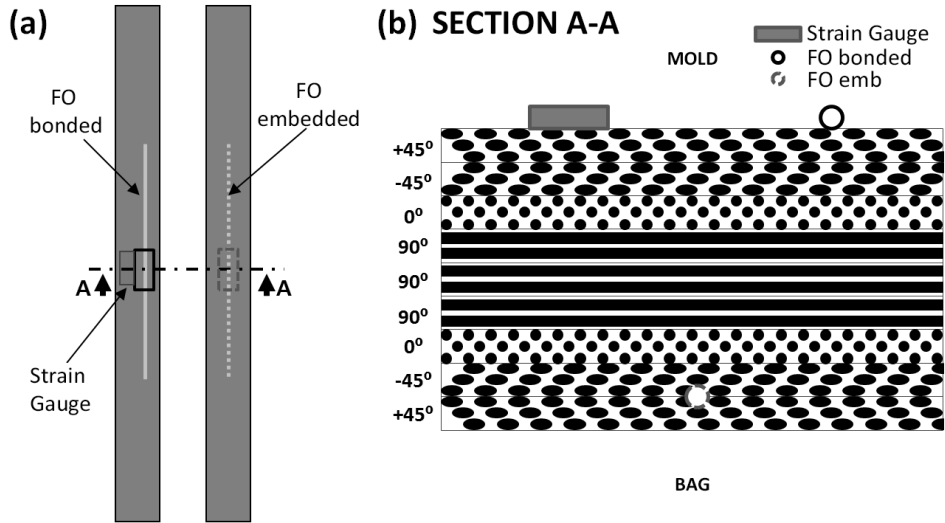


Figura 2-74. Vista de la configuración de probeta de tracción CS-TFA1 y 2 con fibra encolada, embebida y galga extensiométrica.

Los resultados para la probeta CS-TFA1 pueden verse en la Figura 2-75. Todos los sensores presentan un comportamiento lineal. En el punto de máxima tensión la galga ofrece un valor de deformación de 7474 frente a 7320 del sensor encolado, 7178 del embebido y 7136 $\mu\epsilon$ de la videocorrelación. Estos valores suponen una diferencia porcentual respecto a la galga de 2,1; 4 y 4,5 %, respectivamente.

Los resultados para la probeta CS-TFA2 se muestran en la Figura 2-76. El comportamiento de todos los sensores es análogo al caso anterior. En el punto de máxima tensión la galga mide un nivel de deformación de 7319, frente a 7491 del sensor encolado, 7363 del embebido y 7260 $\mu\epsilon$ de la videocorrelación. Estas diferencias suponen en porcentaje respecto a la galga, 2,3 % para el sensor encolado, 0,6 % para el embebido y 0,81 % de la videocorrelación.

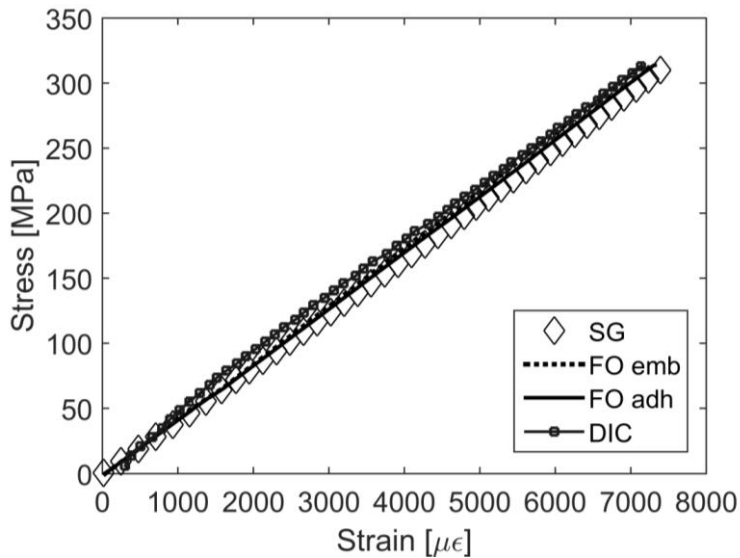


Figura 2-75. Relación tensión deformación probeta CS-TFA1 ensayo de tracción material
Tipo 2 fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica y videocorrelación.

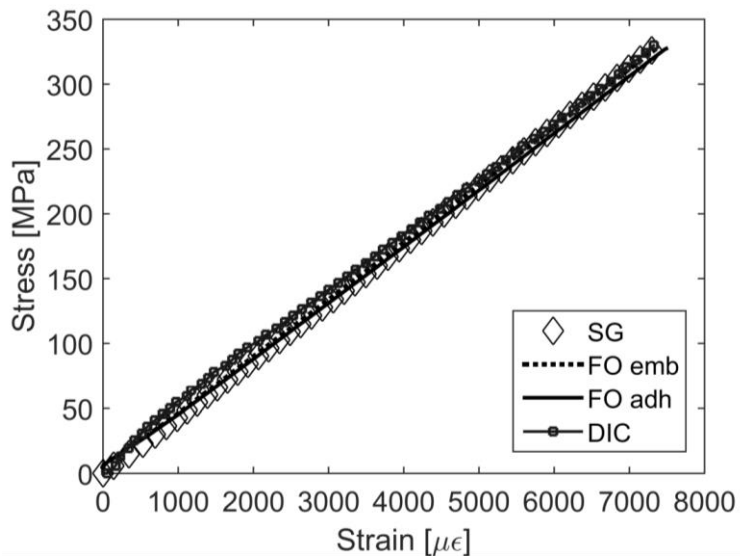


Figura 2-76. Relación tensión deformación probeta CS-TFA2 ensayo de tracción material
Tipo 2 fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica y videocorrelación.

2.5.2.2. Flexión

En estos ensayos se usan las mismas probetas que en los de tracción, elementos CS-TFA1 y CS-TFA2. Por ello, la instrumentación se muestra en la Figura 2-74, con fibra encolada, embebida y galga extensiométrica.

La colocación de los elementos sobre el útil de flexión en tres puntos se realiza con la cara molde hacia abajo, coincidiendo con la máxima tracción. La distancia entre apoyos se fija en 150 mm. La carga se introduce con control en desplazamientos a una velocidad de 1 mm/min. Se ensaya cada elemento en dos ocasiones (indicado con notación A y B) hasta una fuerza máxima de 50 N. La tensión se calcula mediante la Ecuación 2-4, proveniente de la norma ASTM D7264 [118].

El comportamiento tensión deformación de la probeta CS-TFA1 puede verse en la Figura 2-77. La respuesta de todos los sensores es lineal hasta el máximo nivel de tensión de 68 MPa. Tanto la galga como la fibra encolada se encuentran adheridas en la cara de máxima tracción, al contrario que el sensor embebido, que se encuentra muy próximo a la cara de máxima compresión. En el ensayo A, el máximo valor alcanzado por la galga es 3170, el de la fibra encolada es 3814, y el de la fibra embebida -2314 $\mu\epsilon$. En el ensayo B, se obtienen, por otro lado 3075, 3696 y 2236 $\mu\epsilon$ para galga, encolado y embebido, respectivamente. El sensor embebido registra una respuesta inferior en valor absoluto a los sensores de la superficie. Esto se debe a su mayor proximidad a la línea media del elemento. Las diferencias de entorno al 20 % registradas entre fibra encolada y galga pueden deberse a una mala aplicación de la carga, que provoque el descentrado en el plano de la probeta o a un pegado más próximo de la galga a la superficie del elemento debido al espesor de pegamento utilizado.

La curva de comportamiento tensión deformación de la probeta CS-TFA2 se representa en la Figura 2-78. El nivel de tensión máximo al que se somete el elemento es de 73 MPa. La galga mide un nivel máximo de deformación de 3175 y 3151 $\mu\epsilon$, la fibra encolada 3357 y 3273 $\mu\epsilon$, y la embebida 1620 y 1579 $\mu\epsilon$, en todos los casos para los ensayos A y B, respectivamente. En esta ocasión la diferencia porcentual entre galga y fibra desciende hasta el 5,8 y 3,9 %. El valor absoluto de la deformación obtenida mediante el sensor embebido sigue siendo inferior a los sensores adheridos a la superficie.

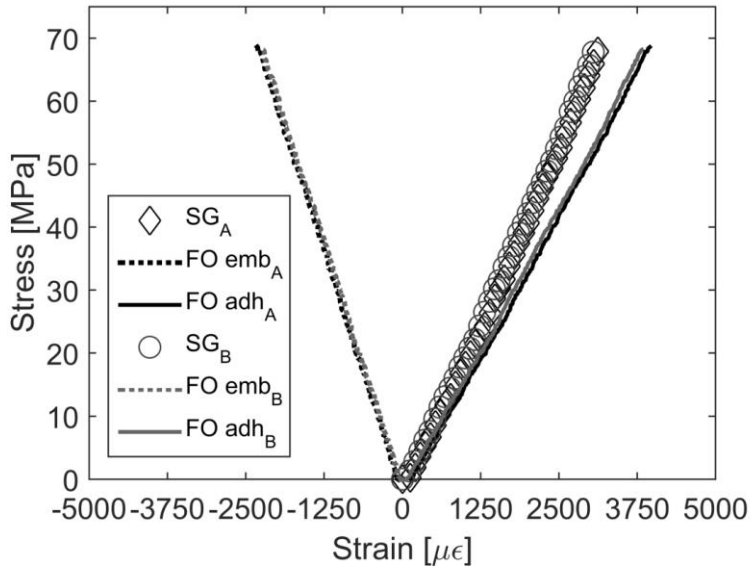


Figura 2-77. Relación tensión deformación probeta CS-TFA1 ensayo de flexión material *Tipo 2* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica.

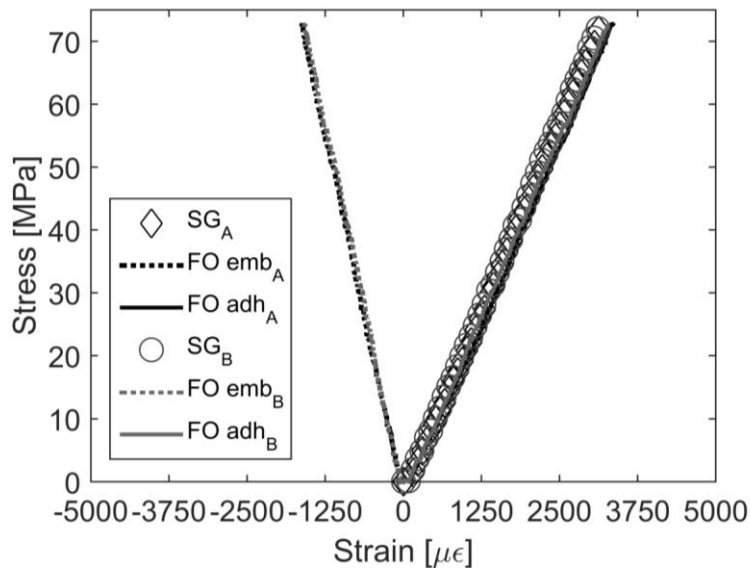


Figura 2-78. Relación tensión deformación probeta CS-TFA2 ensayo de flexión material *Tipo 2* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica.

2.5.2.3. Compresión

Se usan en estos ensayos dos probetas con denominación CS-CAIA1 y CS-CAIA2 y dimensiones $150 \times 101,92 \times 1,72 \text{ mm}^3$ y $150 \times 102,68 \times 1,79 \text{ mm}^3$, respectivamente. Se encuentran instrumentadas mediante fibra encolada, embebida, galga extensiométrica y Aramis. El sensor embebido se introduce, centrado en la probeta, entre las láminas 1 y 2 desde la cara bolsa (capas a $+45^\circ$ y -45°), con su salida a través de esta cara. El sensor encolado se coloca en la cara molde, también centrado con respecto a la probeta. La galga se adhiere por la cara molde muy próxima al sensor encolado. Una vista de la configuración y un corte trasversal se muestra en las Figuras 2-79 (a) y (b), respectivamente. La medición con videocorrelación se efectúa desde la cara bolsa.

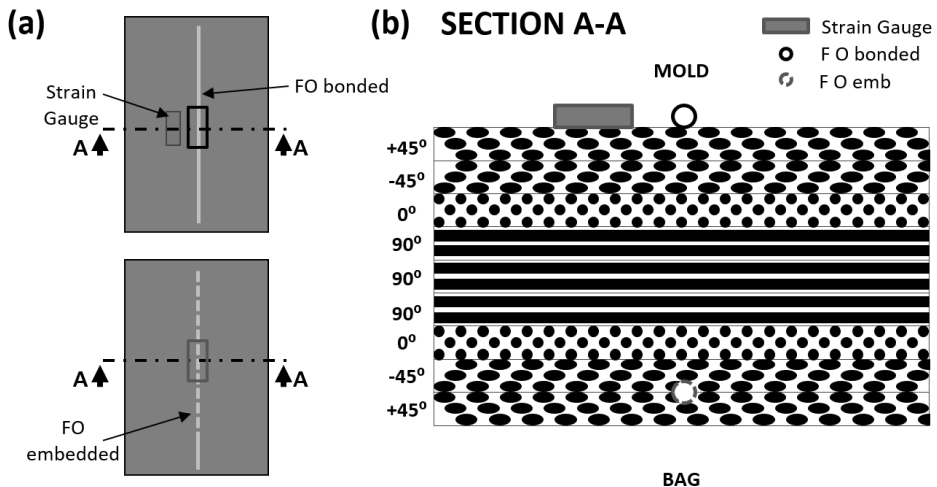


Figura 2-79. Esquema de la configuración de probeta de compresión CS-CAIA1 y 2 con fibra encolada, embebida y galga extensiométrica.

Se realizan dos ensayos por probeta, con subíndice A y B, a una velocidad de 2 mm/min. La primera probeta alcanza una tensión máxima de 57 MPa, y la segunda 50 MPa, correspondiendo a una fuerza máxima en ambos casos de 10 kN.

En la Figura 2-80 pueden verse los resultados para la probeta CS-CAIA1. Las galgas muestran un comportamiento perfectamente lineal con una deformación

máxima de $-1470 \mu\epsilon$ en los dos ensayos. Las fibras encolada y embebida alcanzan el mismo valor final en los ensayos A y B, aunque con comportamientos distintos, convexos en la encolada y cóncavos en la embebida. Los valores máximos son -1170 en el primero de los ensayos y $-1260 \mu\epsilon$ en el segundo. La videocorrelación difiere ligeramente en los valores máximos en ambos ensayos, en el primero -1190 y en el segundo $-1290 \mu\epsilon$. El desplazamiento perpendicular registrado por videocorrelación puede verse en las Figura 2-81 y 2-82, en (a) la máscara seleccionada y en (b) el desplazamiento sobreimpreso. En el ensayo A el desplazamiento máximo detectado es $1,7$ frente a $1,3$ mm en el B. En ambos casos se produce en sentido positivo (hacia la cara bolsa) y se sitúa en el tercio inferior de la probeta.

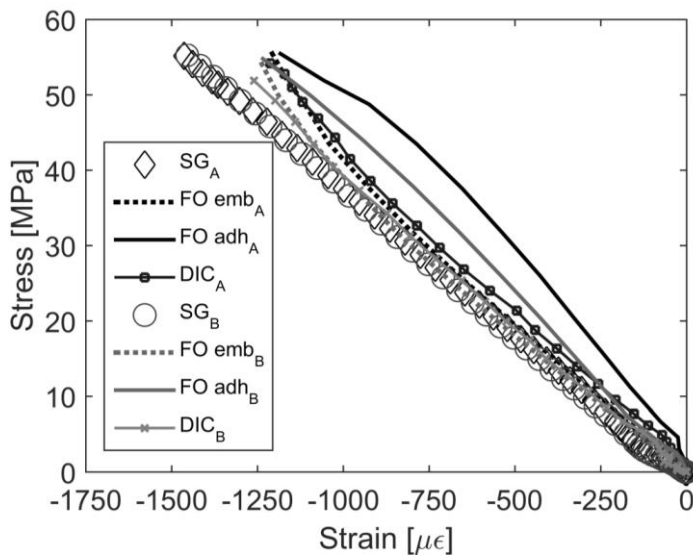


Figura 2-80. Relación tensión deformación probeta CS-CAIA 1 ensayo de compresión material *Tipo 2* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica.

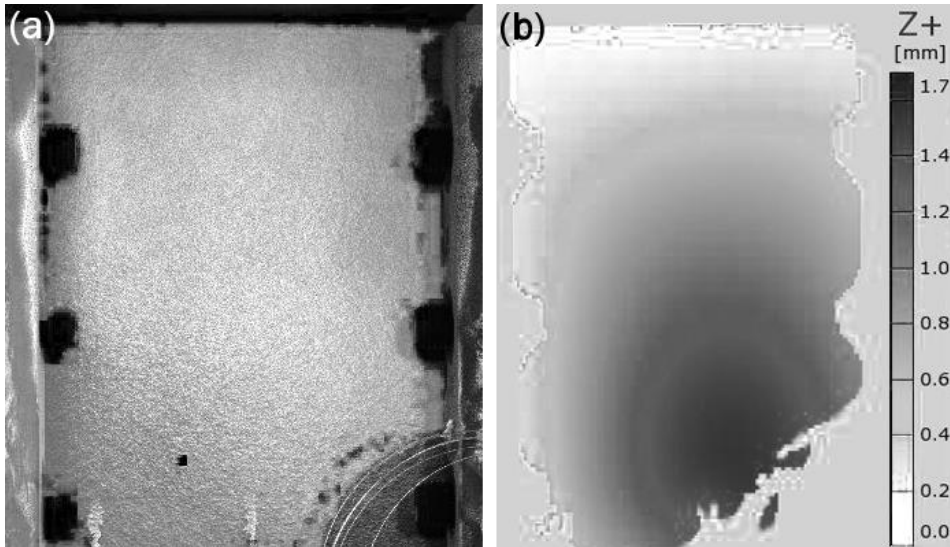


Figura 2-81. Resultados de videocorrelación: (a) Vista de la máscara y (b) el desplazamiento perpendicular al plano de la probeta CS-CAIA 1, ensayo A.

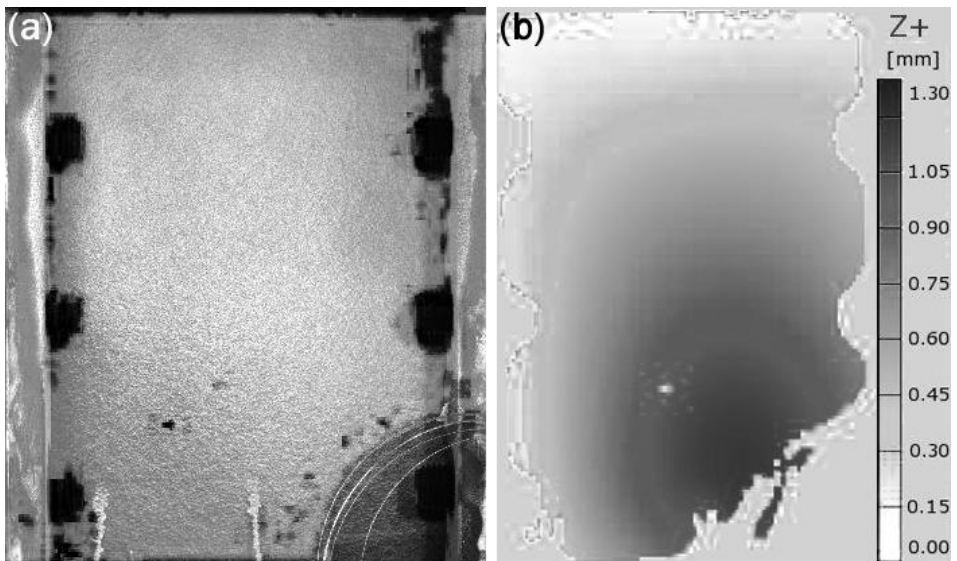


Figura 2-82. Resultados de videocorrelación: (a) Vista de la máscara y (b) el desplazamiento perpendicular al plano de la probeta CS-CAIA 1, ensayo B.

La relación tensión deformación para los ensayos de compresión de la probeta CS-CAIA 2 puede verse en la Figura 2-83. Cada uno de los sensores repite el mismo comportamiento y tendencia en los dos ensayos realizados. La galga mide la máxima deformación de compresión con $-1240 \mu\epsilon$, la fibra encolada y la videocorrelación indican el mismo valor $-1180 \mu\epsilon$. La fibra embebida es el sensor que menos deformaciones registra con un valor máximo de $-1100 \mu\epsilon$. La galga exhibe un comportamiento lineal, mientras los demás sensores presentan una relación ligeramente convexa hasta el momento de máxima carga.

El desplazamiento fuera del plano detectado por el sistema de videocorrelación indica un valor máximo de $0,95 \text{ mm}$ en sentido positivo hacia la cara bolsa (Figura 2-84 (b)) en el tercio inferior de la probeta. La máscara usada para la medición puede verse en la Figura 2-84 (a).

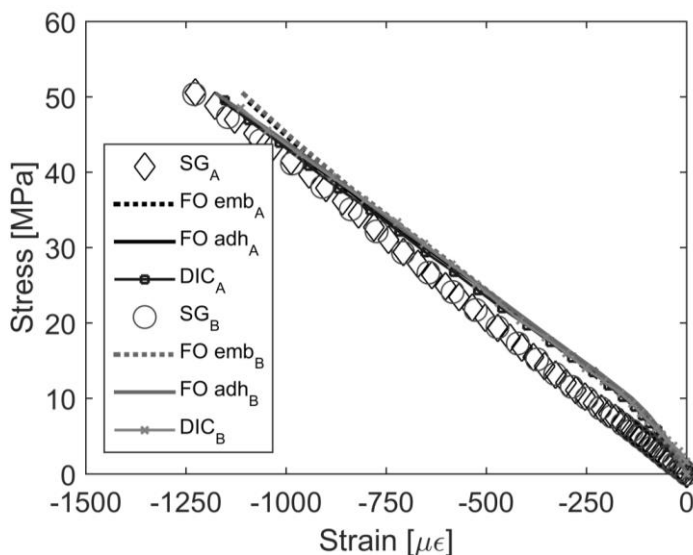


Figura 2-83. Relación tensión deformación probeta CS-CAIA 2 ensayo de compresión material *Tipo 2* fibra óptica encolada, embebida, galga extensiométrica.

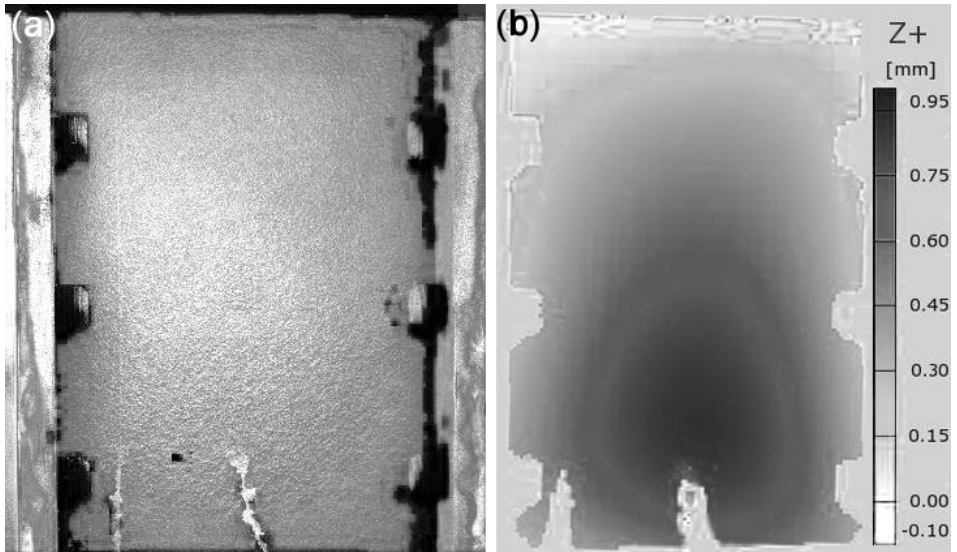


Figura 2-84. Resultados de videocorrelación: (a) Vista de la máscara y (b) el desplazamiento perpendicular al plano de la probeta CS-CAIA2, ensayos A y B.

2.6. Discusión

Fibra encolada

Los materiales compuestos basados en fibra de carbono con capas a 0° suelen exhibir un comportamiento perfectamente lineal hasta la rotura. La respuesta de los sensores de fibra óptica ha reflejado esta linealidad en todas las pruebas realizadas. La Figura 2-85 muestra la discrepancia en deformaciones (Ecuación 2-2) registrada para todos los ensayos de tracción entre fibra óptica y galga (barras oscuras), y entre extensómetro/videocorrelación y galga (barras claras). Adicionalmente se añaden dos líneas punteadas con la media en el primer caso en calor oscuro y en el segundo en color claro. Los ensayos de tracción del I-IV se realizan con material *Tipo 3* (Anexo I) hasta una carga máxima de 370 MPa. En los ensayos V-VI se utiliza material *Tipo 2* hasta 210 Mpa. Para realizar una comparativa homogénea de la discrepancia, los valores de los ensayos V-VI se han multiplicado por un factor de 1,76 (370/210). De esta forma, la discrepancia media en el caso de la comparación de fibra y galga se sitúa en el 1,8 % mientras que la misma entre extensómetro y Aramis (DIC) frente a galga alcanza el 4,6 %. En todos los casos la discrepancia máxima entre fibra y galga se mantiene por debajo del 3% a excepción del ensayo II-1 (fibra y galga en la misma superficie) en el que se alcanza un valor cercano al 6%. Este valor puede ser debido a una colocación inclinada de la probeta en la máquina de tracción que ha provocado un campo de deformaciones no simétrico respecto al centro de la probeta. La discrepancia media entre fibra y galga en las series V-VI se reduce hasta un 1,1 %. Este mejor ajuste puede deberse a una mejor adhesión debido al cambio de material o al efecto del aprendizaje en el pegado de los sensores, ya que los ensayos se realizan del I-VI en orden cronológico.

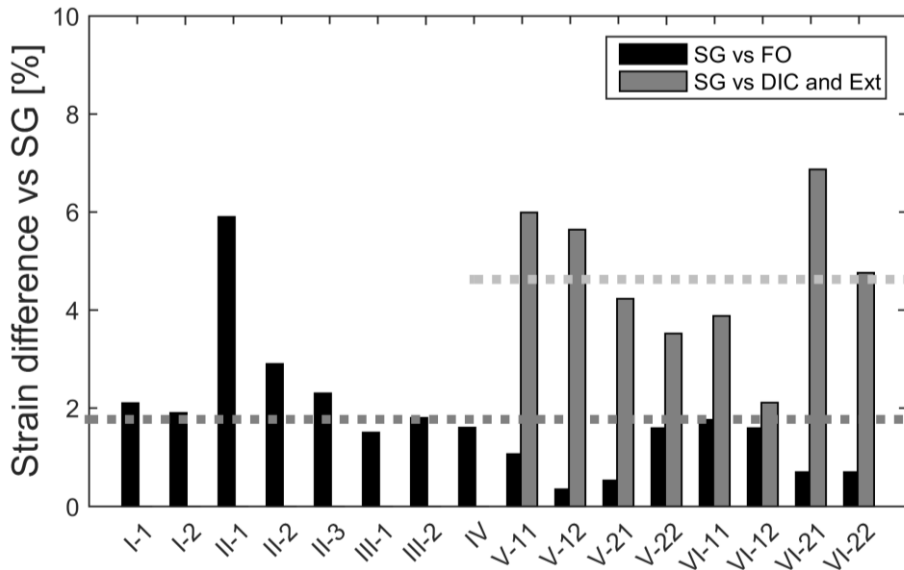


Figura 2-85. Discrepancia máxima en la medida de deformaciones de fibra (barras negras), extensómetro y videocorrelación (barras gris claro) frente a galgas extensiométricas en la campaña de ensayos de tracción con fibra encolada. Valores medios con líneas punteadas en color oscuro para fibra frente a galga y claro para extensómetro y DIC frente a galga.

La discrepancia en el ensayo de flexión asciende a 6,7 %. El campo de deformaciones es en este caso más complejo que en un ensayo de tracción. Se trata de una diferencia pequeña originada probablemente por la diferente distancia de cada una de las zonas instrumentadas con FBG y galga a la línea media de la probeta. En un elemento de espesor 1,9 mm y apilado simétrico, la distancia teórica hasta la línea media en flexión es 0,95 mm. Si la máxima deformación se da en la superficie del elemento, el gradiente de deformación tiene una pendiente de $m=100\%/0,95\text{ mm}=105,26\text{ mm}^{-1}$, por lo que para variar la medición un 6,7 % hay que alejarse de la línea media $6,7\%/105,26\text{ mm}^{-1}=0,063\text{ mm}$. Es probable que la zona sensora de ambos dispositivos se encuentre separada una distancia alrededor de 63 μm en base a los resultados obtenidos, por lo que puede concluirse que el comportamiento de los sensores FBG es correcto.

Los ensayos dinámicos se realizan para evaluar el comportamiento de los sensores de fibra óptica ante solicitaciones con cambios rápidos con el tiempo. La respuesta

de la fibra y la galga son análogas, no existiendo desfase entre ellas. En los ensayos con el excitador se percibe que a partir de 40-50 Hz el nivel de deformación registrado por la fibra es superior al de la galga. En las FFT también se detecta que los picos obtenidos son de mayor intensidad y que la fibra muestra un pico adicional en 54,7 Hz, que apenas es perceptible con la galga.

Una vez probado el comportamiento de la fibra en tracción, en flexión y carga variable, se realizan ensayos para probar si la medición se deteriora a lo largo del tiempo. En este sentido, los problemas pueden proceder de la misma fibra o de la unión adhesivada entre probeta y fibra. Para comprobar que no ocurre ninguno de estos fenómenos se somete a dos probetas a 13500 ciclos de tracción entre 20 y 122 MPa. En ninguno de los dos casos se detectan desviaciones en la lectura, moviéndose entre un máximo de 3050 y un mínimo de 500 $\mu\epsilon$.

Los ensayos con redes de Bragg encoladas han demostrado que el sensor tiene una sensibilidad equivalente a la de la galga extensiométrica y superior a otros sensores como los extensómetros y los sistemas de videocorrelación. Adicionalmente, su medición es muy estable en el tiempo como se ha comprobado tras los ensayos de fatiga.

Fibra embebida

En la Figura 2-86 puede verse un resumen de los ensayos de tracción hasta rotura con fibra embebida. No se percibe una variación significativa en la media de la tensión de rotura, incluso en las configuraciones con varias fibras en el interior. Los valores más bajos los registran los casos con 3 fibras longitudinales y 3 transversales a 40 mm con 472 y 473 MPa, respectivamente. El más alto, 487 MPa, se obtiene con una fibra longitudinal. La desviación estándar en la rotura de las probetas sí parece estar afectada por la inclusión de fibra pasando de 7 MPa en el caso sin fibra a valores entre 7 y 19 MPa para fibras longitudinales y entre 17 y 30 MPa para fibras transversales. En todos los casos se trata de variaciones en el orden de magnitud de las que normalmente se registran en ensayos de materiales compuestos. Los autores Baere et al. [109] y Satori et al. [110] también concluyeron que los laminados de composite no pierden propiedades cuando se embebe fibra óptica en su interior.

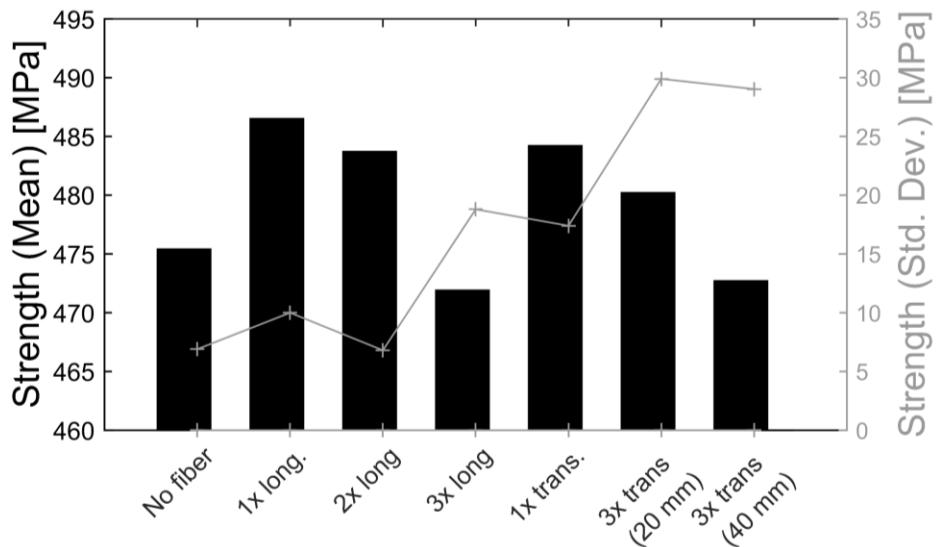


Figura 2-86. Tensión de rotura de material compuesto (barras oscuras) y desviación típica (línea clara) ante diferentes configuraciones de fibra óptica embebida.

A continuación, se realizan ensayos de tracción. En estos ensayos se representan los dos picos surgidos de la birrefringencia. Se observa que ante esfuerzos de tracción ambos picos se desplazan de manera paralela. Se somete a las FBGs a $7000 \mu\epsilon$, un 40 % por encima de su límite nominal de $5000 \mu\epsilon$ [111] y no se observa ningún tipo de modificación en su comportamiento. En el momento de la rotura se aprecia una diferencia en la lectura entre fibra y galga de 2,7 % usando el mismo factor k calculado para la fibra encolada.

Las medidas procedentes de la fibra embebida y la galga en los ensayos de flexión son lineales y devuelven valores máximos entre un 27 y un 50 % diferentes. La fibra se encuentra aproximadamente a 3 capas del plano medio, mientras que la galga se encuentra a 4 capas más su espesor. Esta diferencia puede ser interpretada como una pérdida de sensibilidad a esfuerzos de flexión, más que como una discrepancia entre sensores, ya que no se encuentran instalados en la misma posición. El efecto puede incrementarse si la fibra se embebe en capas más próximas a la línea media perjudicando seriamente este tipo de medidas. Por ello se recomienda que las fibras se embeban entre la primera y la segunda capa del laminado si este va a soportar esfuerzos de flexión. En cualquier caso, la situación de los sensores en el laminado debe ser tomada en cuenta y compensada si es posible.

Finalmente, se realizan ensayos de fatiga a dos probetas consistentes en $1,1 \cdot 10^6$ ciclos de entre 1,5 kN y 6-7 kN (en función de la probeta). La inspección por ultrasonidos *Phased Array* antes y después del ensayo concluye que no se produce ningún cambio significativo en el estado de las mismas tras el ciclado. Tampoco se detectan diferencias en los valores de deformación registrados por los sensores. Las FBGs embebidas no deterioran la resistencia a fatiga de los composites.

La campaña de ensayos con fibra embebida ha demostrado: que embeber fibra no perjudica las capacidades del material huésped; que la sensibilidad de la fibra al encontrarse embebida es tan alta como cuando se encuentra encolada y puede utilizarse el mismo coeficiente de conversión k ; que si es necesario medir esfuerzos de flexión la medida se puede deteriorar al introducir los sensores en capas interiores y que tanto el material huésped como la fibra son insensibles a daños generados por fatiga.

Ensayos comparativos fibra óptica encolada-embebida

En los ensayos de tracción con material de *Tipo 1* (Anexo I) tanto el sensor encolado como el embebido devuelven una lectura con diferencia porcentual máxima de 2,2 % respecto de la galga. No se aprecia diferente sensibilidad en función de la situación del sensor para este tipo de esfuerzo.

En los ensayos de flexión, estando situada la galga en la región de máxima compresión y la fibra encolada en la de máxima tracción (cara superior e inferior de la probeta) ofrecen valores absolutos de deformación con una diferencia en torno al 2 %. La fibra embebida al encontrarse una capa por debajo de la cara de máxima tracción registra valores un 15 % inferiores aproximadamente.

En la primera de las probetas de los ensayos de compresión con material de *Tipo 1* se produce una flexión global que hace compleja la interpretación de los resultados. Mediante el sistema de videocorrelación se observa un desplazamiento perpendicular a la carga de la zona central superior a 3,4 mm. La galga devuelve el mayor valor de compresión, mientras la videocorrelación el mayor de tracción en las caras molde y bolsa, respectivamente. El sensor embebido devuelve el valor absoluto más bajo. Al adoptar esta forma, con un campo de deformaciones no regular, se impide una comparación adecuada entre las diferentes lecturas de sensores. La segunda probeta manifiesta un comportamiento monótono en esfuerzos de compresión con todos los sensores utilizados. El sensor que mayor deformación detecta en valor absoluto es la fibra encolada, seguida de cerca por la embebida. La galga mide menores deformaciones y se percibe un cambio de tendencia hacia tracción a partir de 60 MPa aproximadamente, en lo que parece ser el comienzo de un pandeo local del elemento. La videocorrelación, a pesar de encontrarse midiendo sobre la cara de las galgas, devuelve los valores de deformación más bajos en valor absoluto.

En los ensayos comparativos de tracción para material de *Tipo 2* (Anexo I) se obtienen diferencias entre las fibras encolada y embebida frente a la galga de entre el 0,6 y 4 %, respectivamente. Tanto el sensor encolado como embebido responden de la misma forma, devolviendo diferencias en la medición del mismo orden de la videocorrelación y de valor absoluto inferior.

Los ensayos de compresión con material de *Tipo 2* ofrecen unos resultados en los que todos los sensores reflejan un comportamiento más homogéneo. En las galgas, adheridas sobre la cara molde de las probetas, se observa una tendencia

perfectamente lineal de principio a fin del ensayo. En la primera probeta, CS-CAIA1, tanto la videocorrelación como las dos fibras indican esfuerzos de compresión, pero cambian su pendiente conforme aumenta el nivel de tensiones aplicado. Al final del ensayo todos convergen alrededor de $-1200 \mu\epsilon$ frente a los $-1450 \mu\epsilon$ indicados por la galga. Este comportamiento aparentemente anómalo puede explicarse debido a un desplazamiento perpendicular o pandeo local de entre 1,7 mm en el primer ensayo y 1,3 mm en el segundo.

La segunda probeta, CS-CAIA2, refleja valores más regulares en todos los sensores coincidiendo prácticamente de forma exacta la videocorrelación y la fibra encolada con muy poca diferencia frente a la fibra embebida. La diferencia en la medición de deformaciones final entre todos los sensores es inferior al 10%. La videocorrelación en este caso mide un desplazamiento perpendicular a la dirección de carga de aproximadamente 1 mm.

En base a los resultados de todos los ensayos de compresión realizados parece que la calidad de fabricación de las probetas es muy importante en este tipo de ensayos, consiguiéndose una mayor regularidad con el material de *Tipo 2* (material aeronáutico fabricado en autoclave) frente al *Tipo 1*.

Tanto las FBGs encoladas como embebidas demuestran un comportamiento excepcional con unas discrepancias en la medida frente a galga inferiores en prácticamente todos los casos a otros sensores como el extensómetro o la videocorrelación. Se pueden utilizar pegadas-encoladas, al igual que las galgas, aunque su verdadera ventaja competitiva se encuentra la configuración de embebido, en la que el propio elemento queda instrumentado de por vida desde el proceso de curado. El factor k calculado funciona adecuadamente en todos los casos probados en la campaña de ensayos con discrepancias inferiores al 2%, tendiendo a medir en la mayor parte de las ocasiones un nivel de deformación superior.

3. BIRREFRINGENCIA/ESPECTROS MULTIPICO

Una vez tratados los ensayos comparativos entre redes de Bragg encoladas y embebidas y otros sensores, los esfuerzos se centran en la adquisición a bajo nivel de la señal de la fibra. En concreto sobre el fenómeno conocido como birrefringencia o espectro múltipico, referenciados en la literatura científica como *spectra broadening* o *peak splitting*. Entender y controlar este fenómeno es importante para poder caracterizar y validar la información extraída de sensores embebidos. Por tanto este apartado se engloba dentro del objetivo 1 de esta Tesis. Adicionalmente un mayor nivel de entendimiento de la birrefringencia y su tratamiento es importante para poder elevar el nivel de disponibilidad tecnológico de los sensores de Bragg, objetivo 5 de este trabajo.

En este capítulo se comienza representando espectros birrefringentes en sensores FBG sometidos a ensayos de tracción simple. A continuación, se desarrolla un método/algoritmo que permite la detección y seguimiento de los picos surgidos por la birrefringencia, tanto a posteriori como en tiempo real. Finalmente, se realiza un estudio de evolución del espectro en probetas sin carga sometidas a un foco frío, uno cálido y otro caliente, observándose que la birrefringencia tiende a remitir con el tiempo cuando los elementos se mantienen a temperaturas mayores a 25°C.

3.1. Estado del arte

Desde un punto de vista físico, cuando una onda electromagnética armónica, plana y monocromática se propaga a través de un medio no isótropo (cuyas propiedades dependen de la dirección de propagación), el índice de refracción experimentado por la onda depende de la orientación de su campo eléctrico [122]. Bajo estas circunstancias, la onda de luz pasa de estar descrita por una ecuación (Expresión 3-1) a un sistema de ecuaciones (Expresión 3-2) que describe lo que le ocurre a cada componente del campo eléctrico. Este fenómeno se conoce como birrefringencia o refracción doble [123]:

$$E(x, y, z, t) = E(x, y)e^{i(k_e z - \omega t)} + E(x, y)e^{-i(k_e z - \omega t)} \quad (3-1)$$

$$E(z, t) = R_e \begin{bmatrix} E_{x0} e^{i(\beta_x z - \omega t + \delta_x)} \\ E_{y0} e^{i(\beta_y z - \omega t + \delta_y)} \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

dónde: E es el campo eléctrico; x, y, z son las componentes del sistema cartesiano en el espacio; k_e es $2\pi/\lambda$ (número de onda), ω es la frecuencia angular; β es la constante de propagación, δ es la fase y λ la longitud de onda.

Desde un punto de vista práctico, cuando a una red de Bragg en fibra óptica se la somete a un incremento térmico o a un campo de deformación homogéneo en su dirección longitudinal, la campana que refleja se desplaza en longitud de onda sin alterar la anchura ni la forma de la misma. Este efecto es el correspondiente a un medio óptico isótropo (Figura 3-1 (a)). Sin embargo, cuando la misma fibra sufre esfuerzos transversales a la dirección de propagación de la luz, se deforma adoptando una geometría elíptica y generando los planos de polarización que dan lugar al efecto de la birrefringencia. Entonces, el espectro reflejado se complica, devolviendo normalmente un doble pico con una meseta entre ambos (Figura 3-1 (b)). Esto se conoce en la literatura como *peak splitting*. Otro efecto que puede dificultar la medición de fibra óptica sucede cuando se introduce la misma en un campo de deformaciones no homogéneo. Entonces el patrón de la red de Bragg modifica los periodos entre franjas de forma dispar, dando lugar a un espectro de reflexión más complejo, ancho, achatado y con multitud de pequeños picos sobre una meseta amplia. En la literatura se habla entonces de *spectra broadening* (Figura 3-1 (c)).

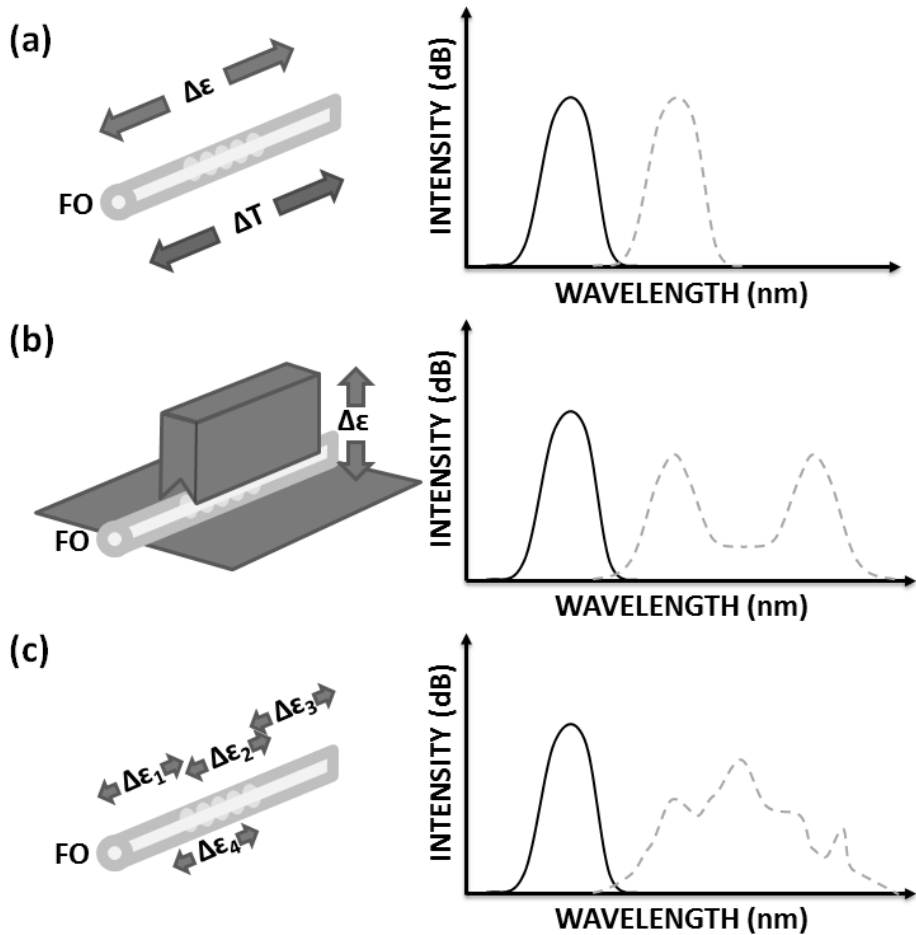


Figura 3-1. Espectros típicos reflejados por las redes de Bragg en fibra óptica ante distintas solicitaciones: (a) Incremento longitudinal de deformación o temperatura, (b) Incremento transversal de deformación y (c) gradiente irregular de deformación.

La aparición y análisis de los efectos de la birrefringencia en FBGs se encuentran en estudio por multitud de grupos de investigación [46,83,102,124–141]. Algunos investigadores han trabajado en la interpretación del fenómeno como *peak splitting*. Por ejemplo, el grupo de Alfredo Güemes (UPM) posee varios trabajos muy interesantes en los que examina cuando y por qué sucede [102,124,125]. Para fibra

embebida en material compuesto, concluyeron que la birrefringencia ocurre durante la fase de enfriamiento del material, cuando ya se ha producido el curado y endurecimiento de la resina termoestable. También realizaron estudios teórico-experimentales aplicando tensión transversal a la fibra y correlacionándola con la distancia entre picos.

Okabe et al. [83] realizaron un estudio similar a los de Güemes et al. [102,124,125] confirmando que en una fibra embebida la birrefringencia se produce durante la fase de enfriamiento del material. Demostraron que se debe a tensiones térmicas residuales durante el curado, realizando ensayos de calentamiento tras el mismo y observando que el efecto desaparece a alta temperatura. En la Figura 3-2 puede verse el espectro obtenido por Okabe et al. [83] durante: (a) el calentamiento y (b) enfriamiento del material tras su curado con una red de Bragg embebida.

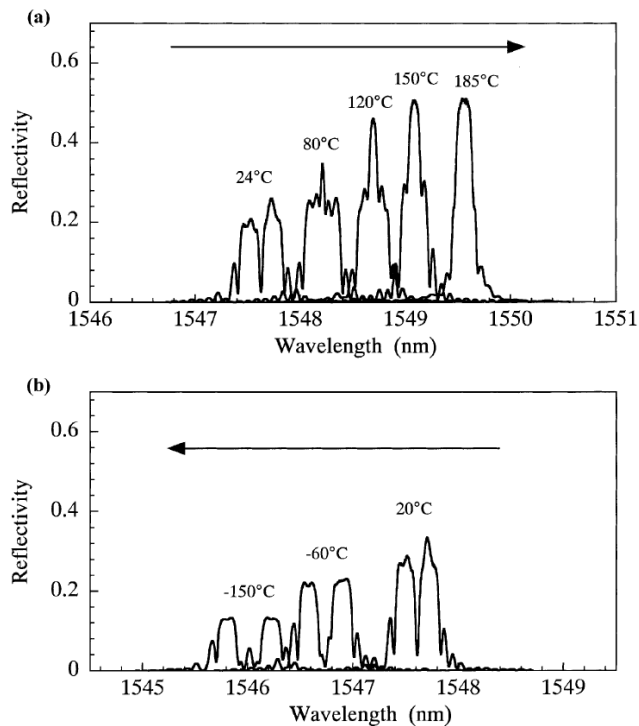


Figura 3-2. Espectros de reflexión de redes de Bragg embebidas en material CFRP-epoxy obtenidos al: (a) calentar y (b) enfriar el material tras su curado. Se observa que a alta temperatura (185°C) el efecto de la birrefringencia desaparece. Imagen extraída de [83].

Otros autores como Wagreich et al. [126], Gafsi et al. [127] y Lawrence et al. [128] realizaron también estudios de compresión trasversal de la fibra y seguimiento de los picos surgidos. Wagreich et al. [126] establecieron una relación casi lineal entre la separación de los picos y la deformación trasversal. Gafsi et al. [127] realizaron un desarrollo matemático de las propiedades opto-mecánicas de la fibra como comprobación teórica y añadieron que el efecto de la birrefringencia puede reducirse si se utiliza un recubrimiento adecuado. Lawrence et al. [128] giraron la fibra entre cada prueba y obtuvieron una matriz de calibración apoyándose en modelos de elementos finitos, que les permitió caracterizar el fenómeno con precisión. Lawrence et al. [128] concluyeron que las dos componentes independientes de deformación trasversal pueden calcularse a través de cambios en el espectro reflejado si se conocen la deformación axial y la temperatura soportada por la fibra.

Caucheteur et al. [129] utilizaron la pérdida dependiente de la polarización (*Polarization Dependent Loss-PDL*) para medir la deformación trasversal en un ensayo de compresión hasta 500 N con saltos de 50 N. Esta aproximación, aunque muy interesante, necesita de un equipo altamente especializado, que no suele estar disponible en laboratorios de materiales. Yamate et al. [130] utilizaron una aproximación similar a Caucheteur et al. [129], abordando el problema desde el control de la polarización. Según Yamate et al. [130], el espectro de amplitud no sirve para medir deformaciones trasversales inferiores a algunos cientos de newtons, a no ser que se utilice un polarizador configurado *ad-hoc* frente a la red de Bragg para discriminar entre los modos en las dos direcciones.

La mayor parte de los investigadores realizan estudios con fibra óptica sobre CFRP con resina termoestable. Sin embargo, Tsukada et al. [131] estudiaron la birrefringencia en fibra embebida en CFRP con matriz termoplástica de *polyphenylenesulfide*. Verificaron la influencia de 3 velocidades de enfriamiento (-300, -100 y -10°C/min) tras la cristalización del material. Para matrices termoplásticas, Tsukada et al. [131] obtuvieron que es mejor un enfriamiento rápido y no realizar ningún tratamiento térmico posterior para reducir el efecto de la birrefringencia.

Los autores anteriores enfocan su estudio en la discriminación de dos picos principales (*peak splitting*), su localización y caracterización frente a la deformación trasversal sufrida por la fibra. Los investigadores citados a continuación intentan abordar el problema de la birrefringencia estudiándola como *spectra broadening*.

Huang et al. [132] presentaron tres métodos teóricos para reconstruir el perfil de deformación longitudinal a lo largo de una red de Bragg pegada en la superficie del material. El primero se basó en el espectro de intensidad, el segundo en el espectro de fase, y el tercero hacía uso de los dos anteriores. Aunque obtuvieron unos resultados muy interesantes, se necesita que la fibra se encuentre pegada en la superficie del material y no sufra tensiones transversales ni incrementos de temperatura.

Kang et al. [133] estudiaron el comportamiento de distintas longitudes de marcado de los sensores (2, 5 y 10 mm) ante diferentes gradientes de deformación (entre 10 y 100 $\mu\epsilon/\text{mm}$). Concluyeron que se obtiene mayor estabilidad en la medida de fuertes gradientes con menores longitudes de marcado. Para una longitud de marcado del sensor de 10 mm se puede perder hasta un 40 % de la intensidad de la señal cuando se somete al sensor a gradientes de 100 $\mu\epsilon/\text{mm}$. Estos autores recomiendan la longitud de marcado a utilizar en función de los gradientes de deformación que vayan a medirse. La gráfica extraída de su trabajo puede verse en la Figura 3-3.

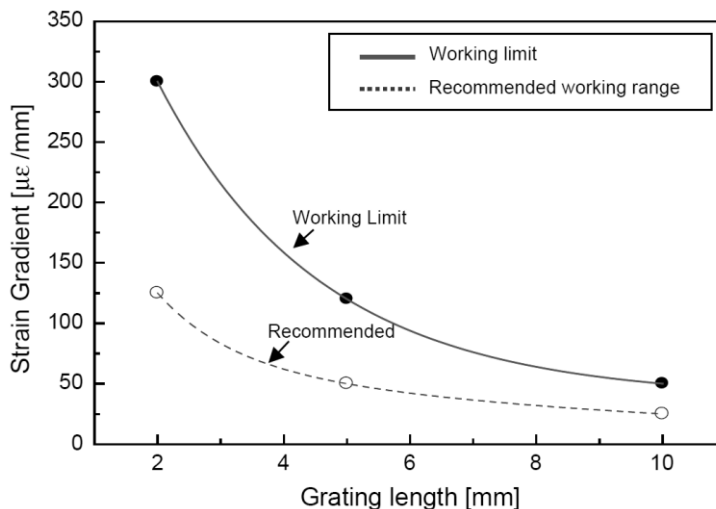


Figura 3-3. Recomendación de longitud de marcado en función del gradiente de deformación a medir. Imagen extraída del trabajo de Kang [133].

Black et al. [134] introdujeron redes de Bragg en el interior de materiales

compuestos de tejido. Realizaron distintos ensayos, entre ellos algunos de impactos y compararon los espectros iniciales con los finales en cada caso. Concluyeron que es posible medir la dirección y magnitud de deformaciones transversales mediante sensores con birrefringencia.

También pueden encontrarse en la literatura investigaciones sobre *spectra broadening* para detección-caracterización de daño. En estos estudios la identificación se ha presentado estimando primero el daño, con él se obtiene un campo de deformaciones y posteriormente el espectro que debe generar. Por ejemplo, Takeda et al. [135–137] fueron capaces de detectar y cuantificar delaminaciones en CFRP con laminados 0° – 90° mediante el estudio de su espectro de reflexión. Posteriormente, aplicaron sus conocimientos a la monitorización de delaminaciones originadas por impactos de baja velocidad. Yashiro et al. [138] predijeron múltiples estados de daño en laminados de composite a través de métodos numéricos. Mizutani et al. [139] encontraron, que mediante el método de detección de picos FWQM (*Full Width at Quarter Maximum*), la señal incrementa proporcionalmente a la densidad de grietas transversales en laminados cuasiisótopos de CFRP.

Los autores Ramakrishnan et al. [140], Di sante et al. [46] y Takeda et al. [141] tienen publicadas revisiones del estado de la técnica sobre fibra óptica para medición de deformación y temperatura, aplicación de FBG en el ámbito aeroespacial y detección de daño, respectivamente, en las que incluyen secciones con abundantes referencias sobre la birrefringencia en fibra óptica.

Los avances hasta el momento en el estudio de la birrefringencia permiten abordar, con un nivel de disponibilidad tecnológico bajo, el estudio simultáneo de la deformación axial y transversal sobre la fibra gracias al tratamiento como *peak splitting*. Es posible también utilizar una red de Bragg como un sensor de deformación continuo a lo largo de toda su extensión y predecir daño cuando se embebe en material compuesto gracias a cambios en su espectro cuando se aborda el problema como *spectra broadening*. En la mayor parte de los trabajos citados anteriormente, la obtención de los resultados requiere de un gran esfuerzo matemático y computacional. Esto dificulta o imposibilita la aplicación de esta metodología durante el funcionamiento y lo reduce al tratamiento de los datos a posteriori, eliminando las ventajas del SHM. No se ha encontrado en la bibliografía ningún estudio sobre cómo evolucionan los efectos de la birrefringencia con el tiempo en el interior de materiales compuestos.

3.2. Representación de espectros multipico

El objetivo de esta sección es la representación y análisis de la información espectral obtenida en ensayos de tracción con sensores afectados por birrefringencia. Para ello, se usan dos probetas con denominación CS-TFAN1 y CS-TFAN2, con longitud 250 mm y sección 28,60x1,60 mm² y 27,70x1,60 mm², respectivamente. Se fabrican con material *Tipo 2* (Anexo I) y se instrumentan con un sensor embebido de la forma tradicional (entre capas) y un sensor colocado sobre la superficie de la cara bolsa previa al curado. Este sensor al aplicar presión en el autoclave, queda adherido por medio de la propia resina del material de la probeta. El sensor embebido se coloca de forma análoga a las probetas CS-TFA1 y CS-TFA2 (Figura 2-74). Se realizan ensayos de tracción a velocidades de 0,5 y 2 mm/min hasta una carga máxima de 327 MPa (aprox. 15 kN). Para ello se utiliza una máquina ZWICK Z100 (Anexo II).

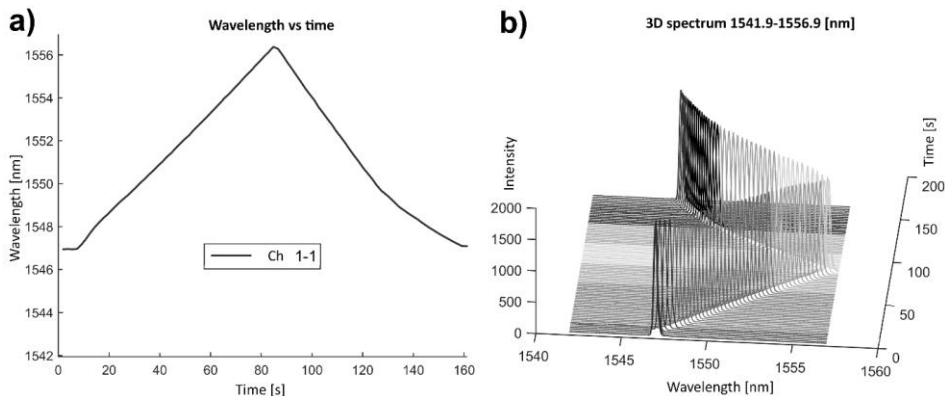


Figura 3-4. Señal recibida procedente del interrogador MO SM130-700 modo: a) picos y b) espectro.

Como equipo interrogador se utiliza el MICRON OPTICS SM130-700 (Anexo II), que permite medir los sensores en formato picos (Figura 3-4 (a)) o en formato espectro (Figura 3-4 (b)).

En formato picos, el equipo estudia el espectro leído y suministra solamente los máximos detectados, es decir la longitud de onda actual de cada FBG. Si existe

birrefringencia en los sensores, este modo de lectura puede ofrecer resultados variables dependiendo de la forma concreta del espectro, pudiendo reconocer más de un pico o tomando como único el pico de mayor intensidad.

En formato espectro, el sistema envía el conjunto de datos completo con la intensidad detectada para cada longitud de onda. La velocidad de adquisición en este modo se reduce considerablemente desde 1000 Hz que se usa en formato picos, hasta 0,56 Hz.

Los resultados presentados en esta sección se han obtenido con el interrogador en modo espectro. Los espectros se representan como gráficas tridimensionales con la longitud de onda en nanómetros en el eje horizontal (eje x), el tiempo en segundos en profundidad (eje y) y la intensidad de la señal en el eje vertical (eje z).

3.2.1. Representación de espectros en la probeta CS-TFAN1

La Figura 3-5 muestra los resultados para el ensayo de tracción a 0,5 mm/min sobre la probeta CS-TFAN1. Puede verse como el sensor embebido (Figura 3-5 (a)) presenta dos picos desde el instante inicial. Este espectro va progresando a lo largo del tiempo, oscilando en intensidad y aumentando en longitud de onda. Además, van apareciendo pequeños picos en las cercanías de los grandes hasta el instante de máxima carga, aproximadamente a los 300 segundos. El espectro al final del ensayo vuelve a la misma longitud y forma que el inicial. En la Figura 3-5 (b) se presenta el espectro del sensor embebido superficial. En el instante inicial se observan tres picos. A lo largo del ensayo, el espectro va reduciendo su intensidad de forma progresiva, aumentando su ancho y su complejidad y se va formando una meseta entre picos. En el momento de máxima carga se registra la intensidad mínima, aproximadamente en el segundo 300. Durante la descarga la intensidad comienza a elevarse de nuevo. El espectro final no coincide con el original: hay tres picos, y en el final dos.

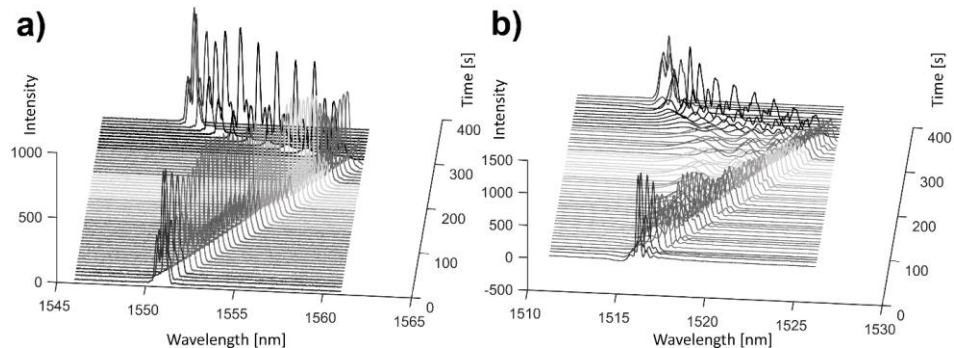


Figura 3-5. Espectro leído para sensores embebidos a) entre capas y b) superficial en el ensayo de tracción de la probeta CS-TFAN1 a 0,5 mm/min.

Los resultados del ensayo a 2 mm/min pueden verse en la Figura 3-6. En el caso del sensor embebido entre capas (Figura 3-6 (a)) también se observa una intensidad máxima oscilante de media descendente hasta el nivel máximo de carga. El espectro final vuelve a ser igual al original. El espectro que presenta el sensor embebido en la superficie (Figura 3-6 (b)) es también en este caso más complejo que el embebido tradicional. En el momento inicial existen dos picos con un nivel de intensidad cercano. A continuación, pasan a ser un pico de mayor intensidad y dos de nivel inferior en sus laterales. Después, el espectro se aplanan progresivamente perdiendo intensidad y ocupando un ancho mayor, hasta el momento de máxima carga (80 s aprox.). En el instante final, el espectro no es igual al inicial.

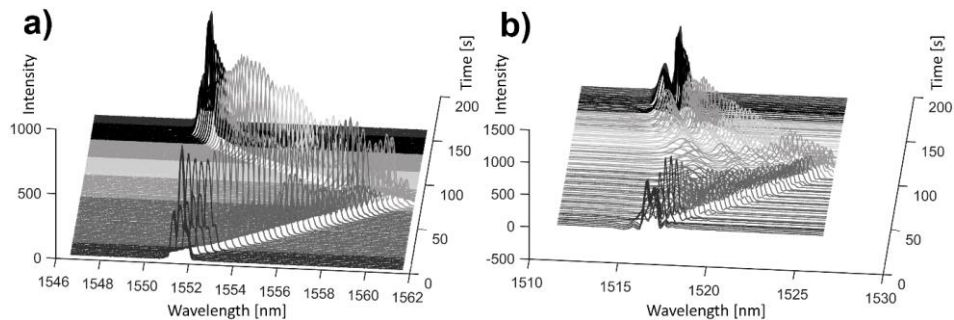


Figura 3-6. Espectro leído para sensores embebidos a) entre capas y b) superficial en el ensayo de tracción de la probeta CS-TFAN1 a 2 mm/min.

3.2.2. Representación de espectros en la probeta CS-TFAN2

Los resultados del ensayo a 0,5 mm/min para la probeta CS-TFAN2 se muestran en la Figura 3-7. En la Figura 3-7 (a) puede verse el espectro del sensor embebido entre capas. Se detectan dos picos desde el instante inicial hasta el final. Los picos se separan y su intensidad disminuye de forma oscilante con un mínimo en el momento de máxima carga. En la Figura 3-7 (b) se representa el espectro del embebido superficial, con un único pico a lo largo de todo el ciclo de carga.

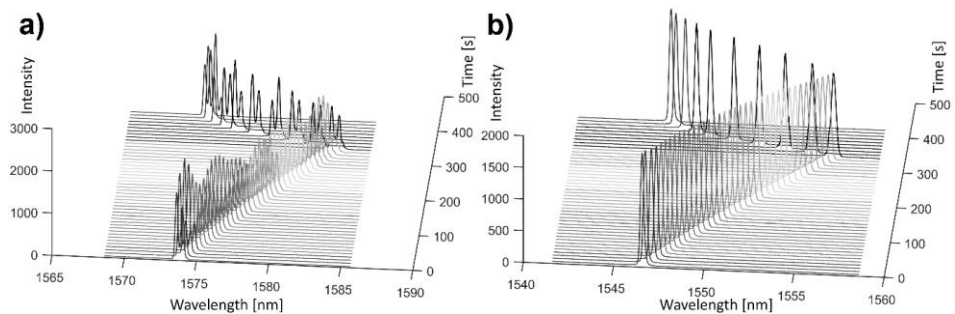


Figura 3-7. Espectro leído para sensores embebidos a) entre capas y b) superficial en el ensayo de tracción de la probeta CS-TFAN2 a 0,5 mm/min.

La Figura 3-8 presenta los resultados para el ensayo a 2 mm/min. En Figura 3-8 (a), se observa el espectro frente al tiempo para el sensor embebido entre capas. Los resultados son análogos a los del caso de 0,5 mm/min (Figura 3-7 (a)). Se experimenta una disminución oscilante de la intensidad hasta el momento de máxima carga. Los espectros inicial y final coinciden. El sensor superficial (Figura 3-8 (b)), en cambio, muestra un comportamiento ideal, con una muy leve reducción de la intensidad en el momento de máxima carga, pero manteniéndose en todo momento el mismo ancho del espectro.

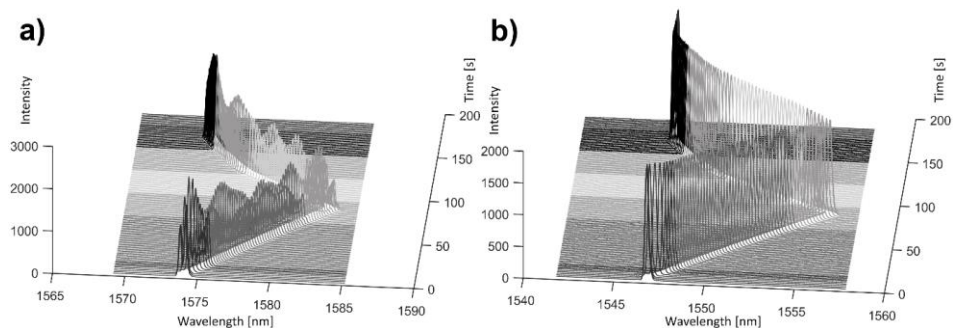


Figura 3-8. Espectro leído para sensores embebidos a) entre capas y b) superficial en el ensayo de tracción de la probeta CS-TFAN2 a 2 mm/min.

Los espectros medidos en el sensor embebido superficial de CS-TFAN2 son mucho más simples que en el caso de CS-TFAN1. El sensor embebido superficial no muestra señales de birrefringencia, ni siquiera en el momento de máxima carga, a ninguna de las velocidades de ensayo. La aparición de la birrefringencia depende fuertemente de las condiciones de curado. Probablemente el sensor se ha integrado en la matriz del material de forma suave no experimentando ningún tipo de tensión transversal.

3.3. Tratamiento de espectros multipico

Debido a la birrefringencia, el pico reflejado por la red de Bragg se desdobra o se ensancha volviéndose más complejo. Por lo tanto, el procedimiento seguido hasta ahora para conversión a deformaciones o temperatura sobre el máximo podría no ser válido al no detectarse un único pico. Con el objetivo de avanzar en el tratamiento de espectros complejos se desarrolla en esta Tesis un método que permite detectar y seguir individualmente cada uno de los picos surgidos.

El primer paso de este método es la identificación y el almacenamiento del máximo absoluto en cada instante temporal de medición. Para realizarlo se crea una matriz de datos con tres componentes: la longitud de onda, la intensidad y la posición del máximo de intensidad en el vector de datos.

A continuación, se buscan los máximos locales sobre una vecindad prefijada de puntos alrededor del máximo global. Se utiliza una ventana de exploración, que funciona de la siguiente manera: cada uno de los puntos del vector de intensidades cercanos al máximo global se comparan con todos los de su correspondiente ventana. Si la intensidad de ese punto es mayor, se clasifica como un máximo local. Los datos se guardan en una estructura con tres componentes por máximo, al igual que en el paso anterior: en la primera componente se guarda la longitud de onda, en la segunda la intensidad y en la tercera la posición del máximo. Se observa un ejemplo para 2 picos y 9 instantes temporales en la Figura 3-9. Para clarificar el concepto puede verse en la Figura 3-10 un espectro proveniente de un sensor con birrefringencia en la parte derecha. Una línea horizontal muestra el concepto de vecindad. En la parte izquierda se representan las dos primeras etapas del tratamiento: la localización del máximo global y los máximos locales.

		Wavelengths		Intensities		Component number	
		Peak 1	Peak 2	Peak 1	Peak 2	Peak 1	Peak 2
Temporal samples (i)	1	1528,598	0	2094	0	4648	0
	2	1529,495	0	2020	0	4872	0
	3	1530,351	0	1966	0	5086	0
	4	1530,972	1531,212	1450	1918	5241	5301
	5	1531,688	1531,936	1456	1872	5420	5482
	6	1530,791	0	1934	0	5196	0
	7	1529,595	0	2008	0	4897	0
	8	1528,43	0	2086	0	4606	0
	9	1527,274	0	2176	0	4317	0

Figura 3-9. Matriz múltipico para 2 picos y 9 instantes de muestreo con 6 columnas en 3 bloques: en el primero se escriben las longitudes de onda, en el segundo las intensidades y en el tercero las posiciones.

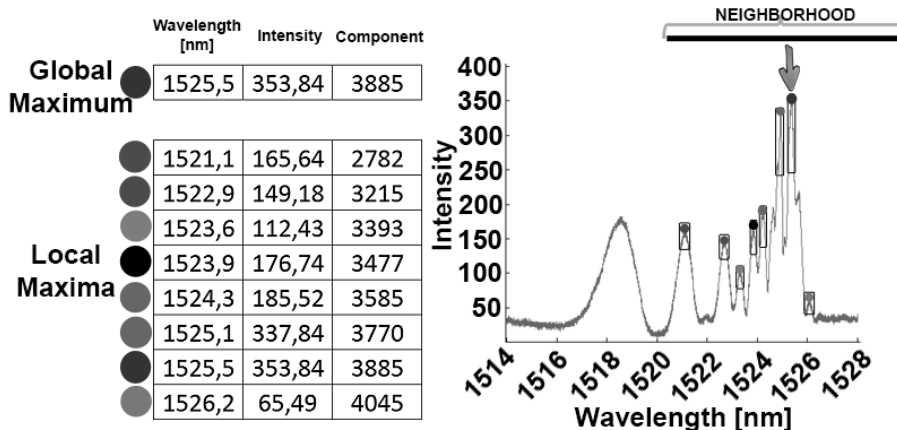


Figura 3-10. Primeros pasos del tratamiento de birrefringencia, búsqueda de máximo global y máximos locales.

El siguiente paso es la asociación de los picos detectados entre distintos instantes de tiempo. Cuando se modifica el número de picos de un instante, al siguiente es necesario reconocer cuales se corresponden con los antiguos y, por lo tanto, en qué posición han surgido los nuevos. Este proceso parte de las siguientes hipótesis iniciales establecidas a través del estudio de distintos espectros a lo largo de este trabajo:

- Si de un instante al siguiente no se modifica el número de picos, estos no alteran su orden. No se lanza algoritmo de asociación en este caso. Por ejemplo, si en "i-1" se tienen dos picos, el de menor longitud de onda se numera como I y el segundo como II. Entonces en el instante "i", el de menor longitud de onda sigue siendo I y el otro el II.
- Cuando aumenta el número de picos, no todas las combinaciones son posibles en la asociación. Los picos antiguos no alteran su orden. Por ejemplo, si de un instante al siguiente se pasa de dos a tres picos, el pico nuevo puede aparecer por la izquierda, por la derecha o en medio. Es decir, los dos picos antiguos no pueden intercambiarse.
- Cuando se reduce el número de picos, los que quedan tampoco alteran su orden. Si se pasa de tres a dos picos de un instante al siguiente, puede desaparecer el primero, segundo o tercero. Los dos restantes se mantienen con el orden del instante anterior.

En base a la hipótesis (a), si el número de picos no cambia, no es necesario iniciar el proceso. En caso contrario se lanza la creación de una matriz de afinidad con tantas columnas como picos en el instante anterior, y tantas filas como picos en el instante actual. La matriz nunca es cuadrada, pues esto significaría que existen tantos picos en el instante anterior como posterior. En la Figura 3-11 puede verse un ejemplo con un instante inicial ("i-1") y el siguiente ("i") en el que se pasa de 3 a 4 picos y se genera una matriz 3x4.

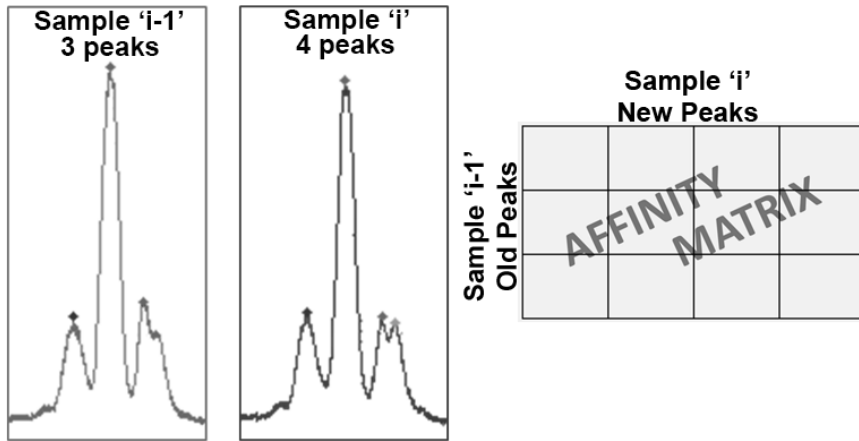


Figura 3-11. Creación de la matriz de afinidad cuando de un instante "i-1" al siguiente "i" el número de picos cambia, en este caso de 3 a 4.

A continuación, se rellena la matriz. El objetivo es que sus celdas acumulen el grado de afinidad de cada uno de los picos antiguos (filas) con los picos nuevos (columnas). La afinidad se evalúa sumando los resultados de los siguientes cinco criterios:

- 1) **Intensidad:** Se compara el valor de intensidad de cada pico del instante anterior ("i-1") con todos los del instante actual ("i"), según la Ecuación 3-3:

$$Afinidad_{i,i-1,z,k}^{int} = \left| \frac{I_{i-1,z} - I_{i,k}}{I_{i-1,z}} \right| [-] \quad (3-3)$$

dónde: I es la intensidad del pico, i es un instante temporal, z es un índice

que recorre todos los picos en el instante “i-1” y k es un índice que recorre los picos en el instante “i”.

La Ecuación 3-3 provee un valor positivo con un mínimo de 0 si las intensidades comparadas en el numerador son las mismas, es decir, que los dos picos son muy afines según el criterio de intensidad. La Figura 3-12 muestra un ejemplo del concepto. El instante “i-1” aparece en gris y el instante “i” en negro. En el primero se detectan 2 picos (resaltados mediante cuadros de colores negro y gris claro), que se enumeran mediante z . En la matriz de afinidad, esta letra recorre el número de filas. En el siguiente instante aparecen 3 picos (representados con cuadros de colores negro, gris claro y oscuro), que se enumeran con la letra k . Esta cantidad se corresponde con el número de columnas de la matriz de afinidad. Los valores que se introducen en la Expresión 3-3 son las intensidades de todos los picos detectados en “i-1” e “i”.

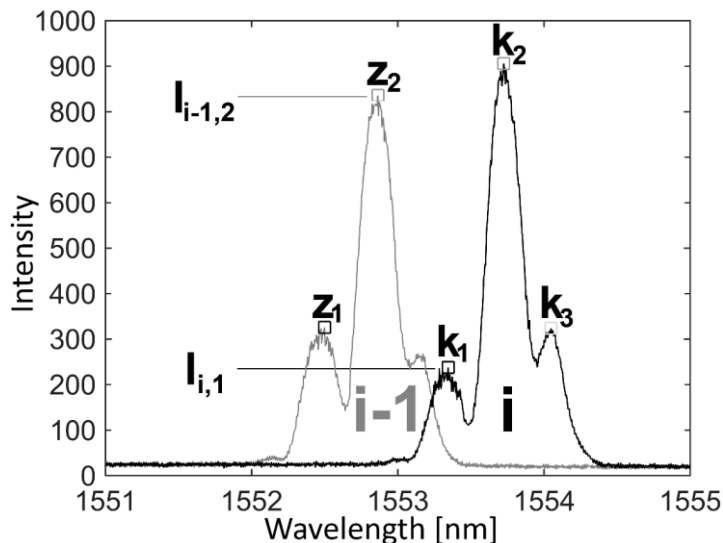


Figura 3-12. Espectros en los instantes “i-1” (gris) e “i” (negro) para ilustrar el criterio de afinidad por intensidad. Los picos en “i-1” se enumeran mediante el índice z y los de “i” con k . Ejemplo de aplicación para z_2 y k_1 .

Para evaluar la afinidad, el valor obtenido se introduce en una función inversa de potencia de base 10 para dar una prioridad superior a valores más próximos y, por tanto, valores mayores impliquen afinidad superior. La función de evaluación se expresa mediante la Ecuación 3-4:

$$Evaluación_{i,i-1,z,k}^{int} = \frac{1}{10^{Afinidad_{i,i-1,z,k}^{int}}} \quad (3-4)$$

Este valor se introduce en la casilla correspondiente según los índices (z, k) de la matriz, donde se acumulará con los resultados del resto de criterios.

- 2) **Salto:** La afinidad por salto estima en qué posición en longitud de onda se encontrará un pico al avanzar el tiempo desde un instante “i-1” a uno “i”. La estimación se basa en un promedio de los últimos 3 instantes temporales para cada pico z, que se compara con la posición de cada uno de los picos nuevos k mediante una relación similar al caso anterior, pero con las longitudes de onda en lugar de las intensidades (Expresión 3-5):

$$Afinidad_{i,i-1,z,k}^{salto} = \left| \frac{\lambda_{i-1,z} - \lambda_{i,k}}{\lambda_{i-1,z}} \right| [-] \quad (3-5)$$

donde: λ es la longitud de onda en nanómetros.

El mecanismo es análogo al criterio anterior. La Figura 3-13 muestra dos espectros en los instantes “i-1” e “i”. Se evalúa la afinidad respecto a la longitud de onda para todos los picos detectados en ambos instantes. En la Figura 3-15 se muestra como ejemplo los picos z_1 y k_3 , que introducirían su resultado en la posición (1,3) de la matriz de afinidad.

Al igual que en el caso anterior esta afinidad se transforma mediante la función de evaluación (Ecuación 3-4). Después se suma al valor obtenido mediante el criterio de intensidad y se introduce en la posición correspondiente de la matriz de afinidad.

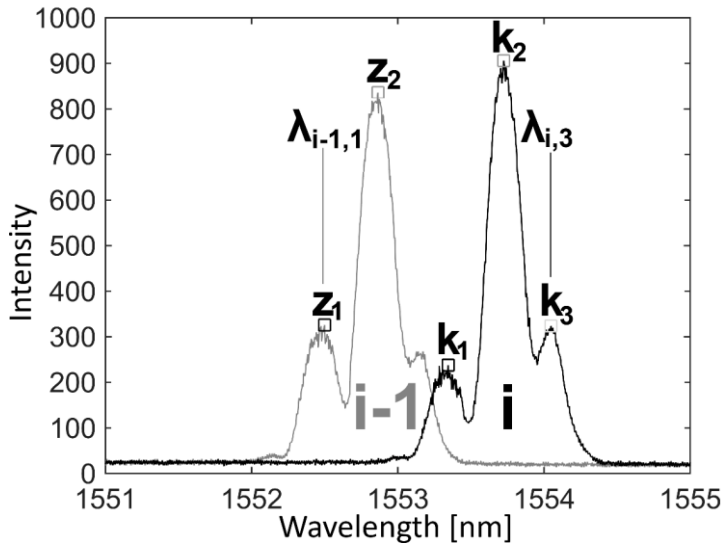


Figura 3-13. Espectro en los instantes “i-1” (gris) e “i” (negro) para ilustrar el criterio de afinidad por salto. Ejemplo de aplicación para z_1 y k_3 .

- 3) **Esbeltez:** En este criterio se compara la intensidad promediada de 25 puntos en el entorno de los picos en el instante “i-1”, y en el instante “i”. La relación utilizada es análoga a los casos anteriores y se expresa como:

$$Afinidad_{i,i-1,z,k}^{esb} = \left| \frac{E_{i-1,z} - E_{i,k}}{E_{i-1,z}} \right| [-] \quad (3-6)$$

dónde: E es la intensidad promediada.

En la Figura 3-14 se observan dos espectros en los instantes “i-1” e “i” con un ejemplo de aplicación del criterio de esbeltez para los picos z_1 y k_2 . El valor obtenido del criterio de esbeltez se introduce luego en la función de evaluación (Ecuación 3-4), y finalmente se acumula con el resultado del resto de criterios en la casilla correspondiente de la matriz de afinidad.

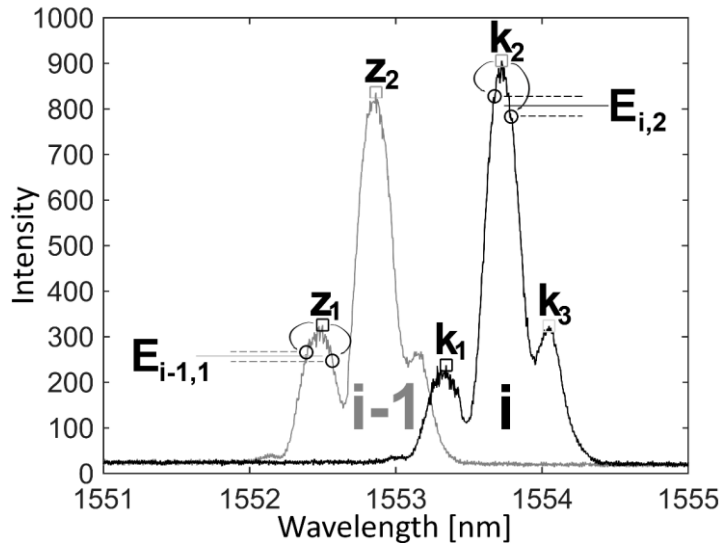


Figura 3-14. Espectros en los instantes “i-1” (gris) e “i” (negro) para ilustrar el criterio de afinidad por esbeltez. Ejemplo de aplicación para z_1 y k_2 .

- 4) **Posición relativa en el espectro:** En este criterio, se evalúa la posición relativa que ocupa cada pico con respecto al ancho total del espectro en los instantes “i-1” e “i”. Para evaluar el ancho del espectro se recorre el vector de longitudes de onda buscando la posición del primer y último valor del vector que superan un cierto umbral fijado. Los datos se introducen en una expresión análoga a los casos anteriores:

$$Afinidad_{i,i-1,z,k}^{posrel} = \left| \frac{P_{i-1,z} - P_{i,k}}{P_{i-1,z}} \right| [-] \quad (3-7)$$

donde: P es la posición relativa.

En la Figura 3-15 se muestran los espectros correspondientes a dos instantes de tiempo correlativos “i-1” e “i”. Los círculos se corresponden con los puntos iniciales y finales del ancho del espectro. Estos se calculan recorriendo cada componente hasta que se supera una cantidad umbral, que en este caso se corresponde con intensidad 50 [-]. Con ambos puntos se

conoce el ancho del espectro, y se pueden normalizar las posiciones para manejar valores entre 0 y 1, entre los extremos izquierdo y derecho. Como los espectros además de aumentar o estrecharse en longitud también se desplazan, esta es la única manera de obtener una medida de la posición relativa de los picos en cada instante. El valor entre 0 y 1 es el que se introduce en la Ecuación 3-7, y lo que se obtiene de aquí se introduce en la Ecuación 3-4.

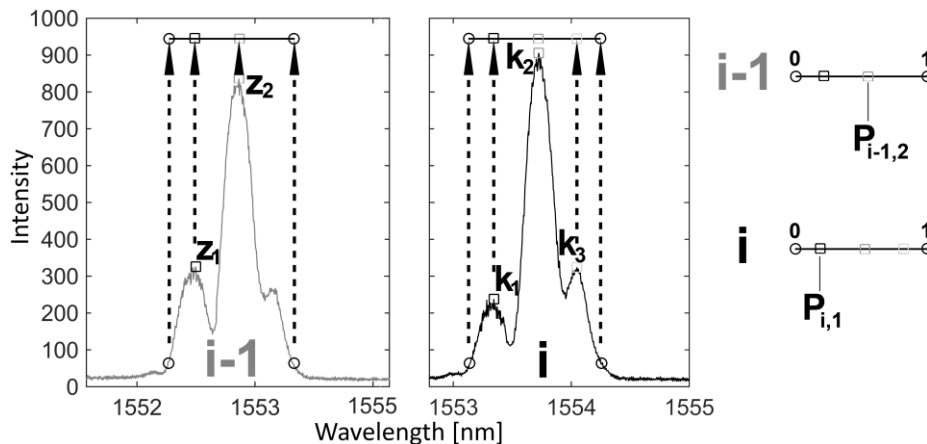


Figura 3-15. Espectros en los instantes “i-1” e “i” para ilustrar el criterio de afinidad por posición relativa. Ejemplo de aplicación para z_2 y k_1 .

- 5) **Afinidad por orden:** Este último criterio es el único con carácter cualitativo. Pretende evaluar el orden y forma de los espectros en los instantes “i-1” e “i”. Solo suma afinidad si los picos coinciden en orden respecto a longitud de onda e intensidad en instantes correlativos. Para explicarlo con mayor facilidad se muestran en la Figura 3-16 dos espectros. En el primero hay dos picos que por intensidad se ordenan como 2 y 1. Es decir, el más alto (o con mayor intensidad) ocupa la segunda posición. En el instante posterior los picos se ordenan como 3, 1 y 2. Esto quiere decir que el pico más intenso ocupa la segunda posición, el de menor intensidad la primera, y hay uno intermedio que se encuentra en la tercera posición. Este criterio busca que los picos mantengan su “estatus” de posición e

intensidad entre instantes de tiempo. Para el ejemplo que se trata, el segundo pico cumpliría el criterio, ya que el pico más intenso ocupa la segunda posición en los instantes de tiempo “i-1” e “i”. La evaluación de este criterio se realiza tras todos los anteriores, sumando a la cantidad acumulada por los otros cuatro criterios un 25 % (Ecuación 3-8):

$$Evaluación_{final}(z, k) = 1.25 \times \sum_1^4 Evaluación(z, k) \quad (3-8)$$

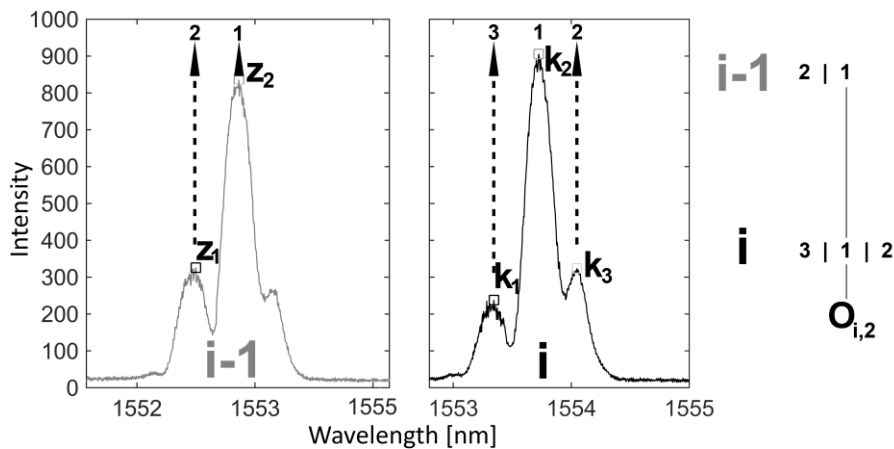


Figura 3-16. Espectro en los instantes “i-1” (gris) e “i” (negro) para ilustrar el criterio de afinidad por posición relativa. Ejemplo de aplicación para z_2 y k_2 .

El máximo de afinidad posible de esta manera es 5 cuando se comparan dos espectros exactamente iguales, con un máximo de evaluación de 1 por criterio. No obstante, esta cantidad es difícilmente alcanzable pues las evaluaciones se ponderan con funciones potenciales.

Una vez se tiene la matriz construida se procede a su interpretación. Para este proceso existen dos algoritmos denominados: reordenación por “pasado” o por “futuro”. Ambos difieren en la forma en la que los datos se reordenan en función de las asignaciones. La primera parte de estos algoritmos funciona del mismo modo. La matriz se ordena de mayor a menor. Se toma la primera posición y se asigna la fila (el pico antiguo, en el instante “i-1”) a la columna (el pico nuevo, en el

instante “ i ”). Tanto la fila como la columna se reservan para que no pueda haber otra asignación que modifique este cambio, es decir, para que no haya picos múltiplemente asignados. A continuación, se toma el siguiente valor, y se realiza lo análogo hasta que todas las filas o las columnas, dependiendo de cuál sea inferior, hayan quedado asignadas. En la Figura 3-17 se muestra el proceso para una matriz 2×3 . Estos valores son los obtenidos para el proceso de evaluación representado en las Figuras 3-14 a 3-18. Se obtiene que el pico antiguo 1 se corresponde con el pico nuevo 1, y el pico antiguo 2 con el pico nuevo 2. El pico nuevo es el 3. A partir de aquí se hace la reordenación de los datos.

Si la reordenación es de tipo “futuro” se cambian/permutan las columnas necesarias del instante venidero (instante “ i ”). En el caso concreto anterior no es necesaria ninguna permutación porque el pico nuevo ha aparecido a la derecha a una longitud de onda mayor que las anteriores. Si la reordenación es de tipo “pasado”, entonces lo que se reordenan son todos los instantes temporales anteriores (instantes desde 0 hasta “ $i-1$ ”) para dar continuidad en longitud de onda al mismo pico. El modo pasado es más pesado computacionalmente que el modo futuro, ya que cada vez que hay que hacer una permutación implica el movimiento de grandes cantidades de datos almacenados previamente. Como ventaja presenta una mayor facilidad y fiabilidad en la asignación. Al mover los picos pasados en lugar de los futuros siempre se da que entre los instantes “ $i-1$ ” e “ i ” los picos están inalterados, ordenados por longitud de onda. Esto permite aprovecharse de las hipótesis (b) y (c) presentadas en este capítulo y calcular una matriz de asignación cuasi diagonal, solo compuesta por la diagonal y tantas componentes a la derecha de esta como incremento de picos exista de un instante al siguiente.

En la Sección 3.3.1 se presentan los picos detectados frente al tiempo sin tratamiento y con las ordenaciones futura y pasada para su comparación.

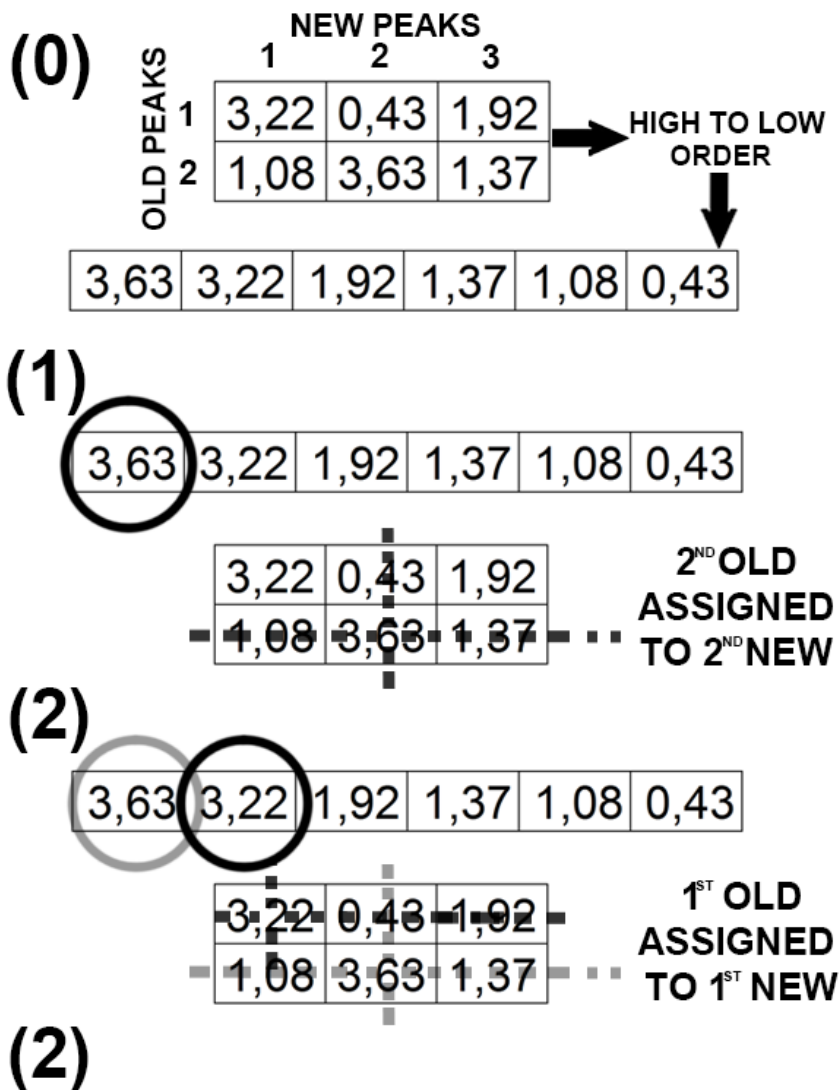


Figura 3-17. Proceso de asignación mediante lectura y ordenación de la matriz de afinidad.

3.3.1. Aplicación del tratamiento

El sensor embebido superficial de la probeta CS-TFAN1 ofrece un espectro diverso y difícil de interpretar. En la Figura 3-18 (a) puede verse la señal leída durante el ensayo a 0,5 mm/min con un máximo de 5 picos. La detección sin tratamiento muestra un comportamiento errático y saltos de longitud de onda de todos los picos, en especial, pocos segundos después de los 100 o alrededor de los 200 segundos. Los tratamientos obtienen líneas mas coherentes, con menos saltos y comportamiento más continuo. El tipo futuro mantiene el pico 1 subiendo de forma monótona hasta pasados los 150 segundos, y en el resto de picos se observa mayor coherencia en el comportamiento. En el tipo pasado puede verse como los picos 3 y 4 se mantienen estables y aproximadamente paralelos hasta los 150 s.

La Figura 3-18 (b) representa la señal obtenida a través del sensor embebido superficial de CS-TFAN2. De nuevo se trata de un espectro complejo, con un máximo de 5 picos, que se mantienen entre los instantes 50 y 100 s aproximadamente. En la detección sin tratamiento, los picos no están bien asociados. Se conectan los nuevos picos en las zona de longitud de onda mayor y en este caso los picos aparecen en el interior del espectro. Por tanto, se hace necesario el uso de los algoritmos de reordenación. La metodología pasada y futura realizan una asociación muy similar con la detección de picos en el interior del espectro (picos 4 y 5). En el segundo 125 se registra una modificación y un cruce de la trayectoria de los picos, siendo más suave en el caso de la reorganización de tipo pasado.

En el sensor embebido entre capas de la probeta CS-TFAN2 (Figura 3-18 (c)) aparece un tercer pico en el momento de máxima carga entre los segundos 75 y 100. El método sin tratamiento vuelve a no ser capaz de identificar el lugar en el que se detecta el nuevo pico, sin embargo las reordenaciones pasado y futuro devuelven los mismos resultados, dando continuidad a la longitud de onda.

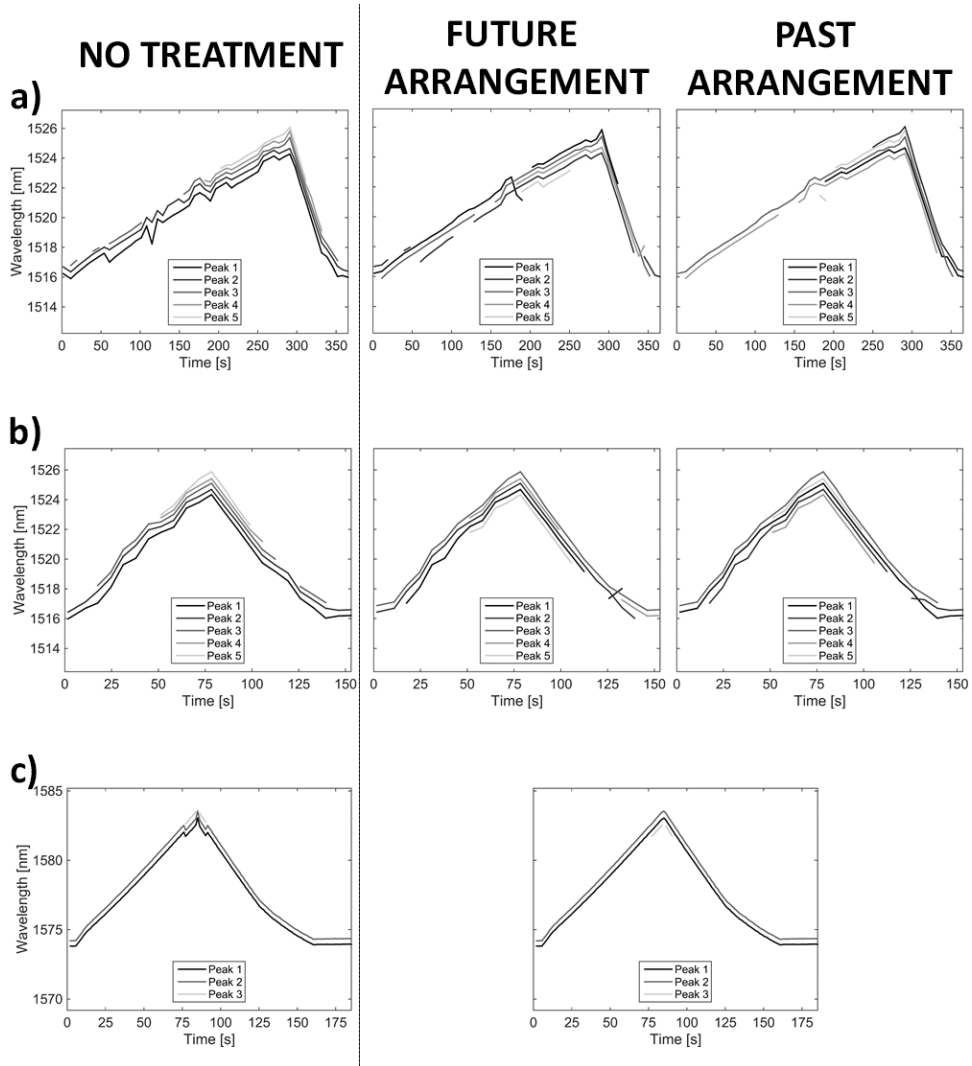


Figura 3-18. Longitud de onda frente a tiempo sin tratamiento y reordenación multiplico con tratamiento futuro y pasado: a) CS-TFAN1 sensor embebido superficial; b) CS-TFAN2 sensor embebido superficial y c) CS-TFAN2 sensor embebido entre capas

3.4. Progresión de la birrefringencia con el tiempo

En algunas de las probetas ensayadas anteriormente se detecta que los espectros reflejados son distintos cuando se comparan tras ser fabricadas y transcurridos unos meses. Las diferencias residen en el ancho y forma del espectro y también en la distancia entre los dos picos mayores. Los espectros parecen suavizarse y estrecharse. Para estudiar este fenómeno se decide diseñar el siguiente experimento.

Se fabrican 6 probetas de dimensiones 250x25 mm² con material *Tipo 2* (Anexo I) y una red de Bragg embebida entre sus capas 5 y 6. Para considerar el efecto de la temperatura se seleccionan 3 localizaciones con diferentes rangos térmicos: (i) un foco frío a través de un congelador; (ii) uno cálido en el laboratorio de materiales de CATEC y (iii) uno caliente. Este fue el más difícil de encontrar, pues se necesitan temperaturas altas durante todo el tiempo posible. Se descarta el uso de un horno, debido al alto coste de mantenerlo constantemente encendido. Finalmente, se selecciona la salida de refrigeración del compresor de la instalación de aire de CATEC. La Figura 3-19 (a) muestra una vista general del compresor, y en la Figura 3-19 (b) la parrilla de salida del aire de refrigeración con las probetas y el termómetro.

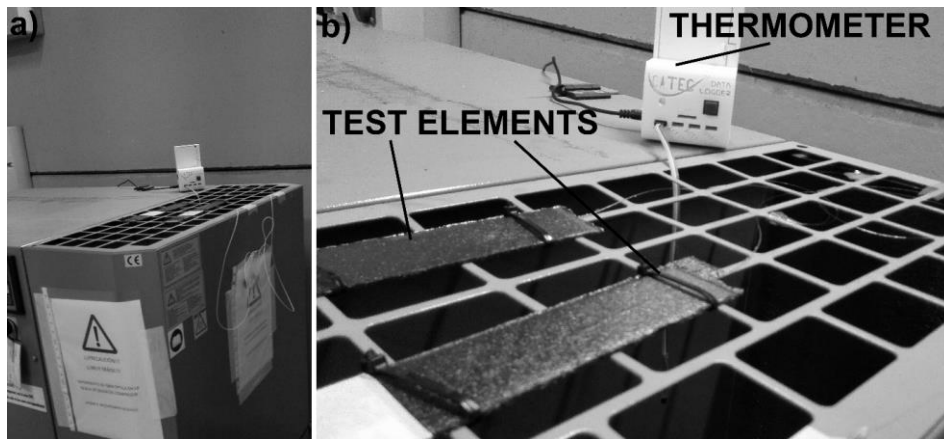


Figura 3-19. Probetas con birrefringencia en el foco caliente: a) vista general del compresor, b) vista aumentada de la parrilla de salida de aire, el termómetro y los elementos a ensayo.

De las localizaciones elegidas, solo el congelador posee un sistema de control térmico. Los focos cálido y caliente se mantuvieron con temperatura no controlada. Para registrar la temperatura a la que estuvieron sometidas las probetas se diseñaron y fabricaron dos termómetros con registro basados en termo-resistencias del tipo ANALOG DEVICES TMP36 de lectura analógica. Según su ficha técnica [142], ofrecen una resolución térmica máxima de 2°C. El procesamiento, conversión y guardado se realizó por medio de la plataforma abierta ARDUINO Uno [143] acompañado de una ampliación para tarjeta microSD. La caja protectora se diseñó mediante CATIA V5 y se fabricó en una máquina de fabricación aditiva 3D SYSTEMS Sinterstation HiQ SLS [144] en poliamida Duraform PA®[145]. Ambos termómetros poseen un botón, que permite iniciar y parar la adquisición y un led de estado que parpadea en verde cada vez que toma una lectura. La Figura 3-20 muestra una vista exterior de los dos dispositivos.



Figura 3-20. Termómetros con registro en tarjeta micro SD para el estudio de la evolución de la birrefringencia frente al tiempo en los focos caliente y cálido.

La medición de los espectros de las 6 probetas se realizó en intervalos de 7-31 días, durante aproximadamente 7 meses, desde el 27 de mayo hasta el 15 de diciembre de 2016. Además de registrar su temperatura durante todo el experimento, en el momento de la toma de datos se anotó la temperatura medida con un termómetro industrial calibrado. La temperatura media de los focos caliente, cálido y frío es 32,5; 26,9 y -29°C con una desviación típica de 8,5; 2,5 y 1°C, respectivamente (Tabla 3-1).

En la Figura 3-21 puede verse la separación en nanómetros entre los principales picos de los sensores de cada una de las probetas con respecto al tiempo. Las líneas negras representan los elementos del foco frío (COLD1 y COLD2), las de color gris oscuro las del foco cálido (WARM1 y WARM2) y las de color más claro las del foco caliente (HOT1 y HOT2). Se usan círculos y aspas para diferenciar entre las probetas 1 y 2 en cada caso. Las del foco frío comienzan con una distancia entre picos entre 0,75 y 0,83 nm, que prácticamente no se modifica durante el experimento, registrando únicamente una oscilación en torno a la media de 0,05 nm. Las probetas del foco cálido y caliente comienzan con una diferencia de entre 0,45 y 0,63 nm aproximadamente, detectándose una tendencia descendente y concluyendo el experimento entre 0,3 y 0,5 nm.

En la Figura 3-22 se representa una aproximación lineal de los registros de todas las probetas. Para los focos caliente y cálido se obtiene una pendiente de entre 0,05 y 0,1 nm/100 días, siendo el efecto más acusado en el caso del foco cálido. Esto puede ser debido a que la temperatura se mantiene más estable en este que en el caliente, con desviaciones típicas de 2,5 frente a 8,5°C. Sin embargo, en el foco frío la pendiente registrada para la probeta 1 (COLD1) es descendente, pero de valor muy pequeño (0,008 nm/100 días) y en el caso de la probeta 2 (COLD2) el resultado indica que los picos se separan levemente con el tiempo (0,011 nm/100 días). En la Tabla 3-1 se muestran los valores numéricos con la media y desviación típica de la temperatura de cada uno de los focos térmicos y también la pendiente de las aproximaciones lineales.

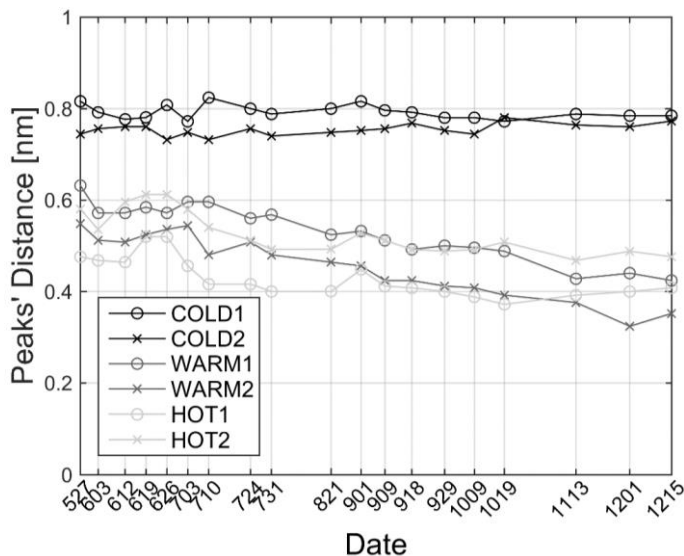


Figura 3-21. Distancia entre picos principales respecto al tiempo para las probetas de los focos frío, cálido y caliente.

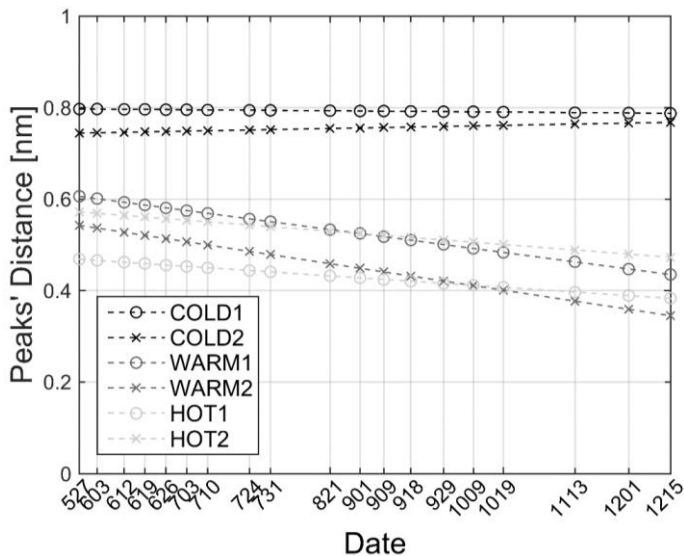


Figura 3-22. Aproximación lineal distancia entre picos respecto al tiempo para los focos frío, cálido y caliente.

PROBETA	MEDIA DE TEMPERATURA [°C]	DESVIACIÓN TÍPICA [°C]	PENDIENTE [nm/100 días]
COLD1	-29,0	1,0	-0,0080
COLD2			0,0108
WARM1	26,9	2,5	-0,0941
WARM2			-0,1063
HOT1	32,5	8,2	-0,0520
HOT2			-0,0617

Tabla 3-1. Media de temperatura, desviación típica y pendiente de variación de todas las probetas en los ensayos de progresión de la birrefringencia con el tiempo.

Con el objetivo de descartar una posible influencia en los focos cálido y caliente de la temperatura en el momento de la adquisición de datos, se representan las nubes de puntos en la Figura 3-23. Para ambas focos y probetas los resultados se encuentran comprendidos en su mayoría entre 0,4 y 0,6 nm. No se encuentra por tanto, una relación entre la temperatura en el instante de medición y la distancia entre picos.

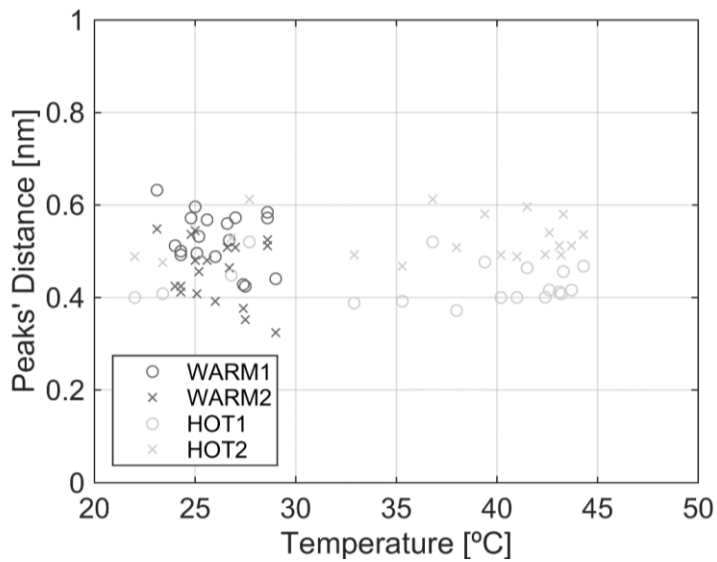


Figura 3-23. Distancia entre picos frente a la temperatura para los focos cálido y caliente.

3.5. Discusión

Los datos representados permiten observar como evoluciona un espectro birrefringente conforme aumenta la carga. Normalmente se parte de dos o más picos que van perdiendo intensidad a la vez que aparecen otros nuevos hasta el momento de máxima carga. El espectro final, una vez descargado el elemento, no suele coincidir con el inicial. No se aprecia influencia de las velocidades de deformación en los resultados de birrefringencia.

El algoritmo desarrollado se aplica sobre los datos procedentes de las probetas. Cuando no se utiliza ningún tratamiento, los datos se mezclan si surge un pico nuevo en longitudes de onda centrales o menores del espectro. Los métodos implementados corrigen y simplifican la información extraída asociando y siguiendo correctamente cada pico. Un ejemplo de su potencia puede verse en la Figura 3-18. Se observa que la aplicación por pasado es más precisa que el algoritmo futuro, pero su coste computacional es también mayor.

Se ha estudiado la evolución temporal del fenómeno de birrefringencia en 6 probetas sometidas a 3 focos térmicos. Las temperaturas medias registradas en cada uno son $-29,0$; $26,9$ y $32,5^{\circ}\text{C}$ y sus desviaciones típicas $1,0$; $2,5$ y $8,2^{\circ}\text{C}$, respectivamente. Se denomina a los focos: frío, cálido y caliente. Se obtiene un estrechamiento del espectro (medido como acercamiento entre los dos picos más altos) de entre $0,05$ y $0,1$ nm/100 días en los focos cálido y caliente. El foco cálido registra las mayores pendientes, debido probablemente a una combinación entre una temperatura elevada y unas condiciones térmicas estables. El foco frío presenta variaciones un orden de magnitud inferior, incluso detectándose en una probeta un pequeño alejamiento de los picos.

Se concluye que el fenómeno de la birrefringencia tiende a remitir con el tiempo si las probetas se someten a focos cálidos o calientes con temperaturas estables superiores a $26,9^{\circ}\text{C}$.

4. CARACTERIZACIÓN TÉRMICA

Los ensayos de caracterización térmica tienen como finalidad evaluar la señal del sensor de Bragg debida a variaciones de temperatura. Conocer con precisión su comportamiento ante excitación térmica permite adicionalmente separar el efecto de la misma cuando se quieren obtener exclusivamente deformaciones mecánicas. En este capítulo se presentan los resultados de 9 ensayos en los que se compara la lectura de un termopar usado como referencia frente a la respuesta de la fibra interpretada de distintas formas. Este capítulo se engloba dentro del objetivo 1 de la presente Tesis.

4.1. Estado del arte

En la bibliografía, la medición de temperatura con redes de Bragg se afronta de distintas maneras. Por ejemplo, Kim et al. [146] descompusieron el incremento de longitud de onda unitario de las fibras mediante la Expresión 4-1, utilizando una aproximación lineal en el intervalo de temperaturas entre 16 y 180°C. No indicaron ninguna estimación de la precisión ni comparación con otros sensores.

$$\frac{\Delta\lambda}{\lambda} \approx 0,78 \times 10^{-6} \Delta\epsilon + 6,67 \times 10^{-6} \Delta T \quad (4-1)$$

Matrat et al. [147] implementaron una roseta con cuatro sensores FBG en un

elemento CFRP, encontrándose todos en la misma posición en el laminado, pero en diferentes capas. Mediante un sistema de ecuaciones discernieron entre la temperatura y los distintos tipos de esfuerzo. El sensor de temperatura se encontraba embebido al igual que el resto, pero tenía unas propiedades termo-ópticas ligeramente distintas conseguidas mediante dopado del núcleo de la fibra. Las propiedades de la fibra pueden alterarse si se combina el silicio con distintos elementos, lo que se conoce como dopar. El problema térmico lo asumieron como una influencia en la medición de las deformaciones usando las Expresiones 4-2 y 4-3. Los valores propuestos para el coeficiente de expansión térmica (α) de la sílice fue $3,9 \cdot 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ y para la polyimida $4,0 \cdot 10^{-5} \text{ K}^{-1}$.

$$\varepsilon_{ii}^f = \varepsilon_{ii}^{f, \sigma_{ply}=0} + \varepsilon_{ii}^{f, \Delta T} \quad (4-2)$$

El primer término de la Expresión 4-2 es el tensor de deformación térmica cuando la capa huésped no está sujeta a tensión externa y puede dilatarse libremente. Se trata de la deformación inducida por las propiedades térmicas de la fibra y de la capa huésped. Esta deformación puede escribirse en función de la temperatura de la forma indicada en la Ecuación 4-3, donde α_{ii}^f es el coeficiente de expansión térmica de la fibra:

$$\varepsilon_{ii}^{f, \sigma_{ply}=0} = \alpha_{ii}^f \Delta T \quad (4-3)$$

El segundo término de la Expresión 4-2 considera las tensiones generadas por carga térmica. Las capas con las fibras en diferentes direcciones se dilatan y contraen de distinta forma. Esto crea tensiones para satisfacer las ecuaciones de compatibilidad. $\varepsilon_{ii}^{f, \Delta T}$ se puede expresar en función de la deformación de las capas ($\varepsilon_{ii}^{h, \Delta T}$) usando el tensor de acoplamiento de las deformaciones $T_{ij}^{(\theta)}$ según la Ecuación 4-4. Usando las Ecuaciones 4-2, 4-3 y 4-4 se obtiene la deformación debida a efectos térmicos (Ecuación 4-5).

$$\varepsilon_{ii}^{f, \Delta T} = T_{ij}^{(\theta)} \cdot \varepsilon_{ii}^{h, \Delta T} \quad (4-4)$$

$$\varepsilon_{ii}^f = \alpha_{ii}^f \Delta T + T_{ij}^{(\theta)} \cdot \varepsilon_{ii}^{h, \Delta T} \quad (4-5)$$

Matrat et al. [147], al igual que Kim et al. [146], utilizaron una aproximación lineal teórica a partir del coeficiente de expansión térmica (α) de la fibra en sus cálculos y ensayos, aunque Matrat et al. [147] tuvieron en cuenta también el de la polyimida del recubrimiento de las fibras.

Satori et al. [110] sometieron a fibras con recubrimiento de polyimida a un tratamiento térmico para estabilizar la medida. El tratamiento consistió en 300°C durante 30 min y luego 180°C durante 2 horas. A continuación, embebieron la fibra en sentido longitudinal en una de las capas a 0° dentro de un laminado CFRP de tipo 0-90°. Obtuvieron una relación aproximadamente lineal con una pendiente de 12,7 pm/°C para una fibra marcada en torno a 1550 nm (Figura 4-1).

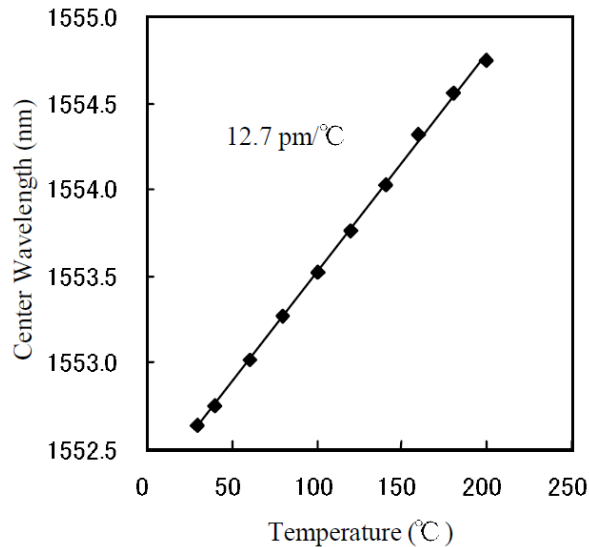


Figura 4-1. Relación entre longitud de onda central y temperatura para una fibra embebida. Resultados obtenidos por Satori et al. [110].

Pal et al. [148] realizaron un extenso estudio sobre medición térmica en distintos

tipos de fibra desde temperatura ambiente hasta 500°C. En este estudio los autores dopan la fibra mediante boro y germanio (B-Ge), germanio y erbio (Ge-Er) y germanio, estaño y erbio (Ge-Sn-Er). Al igual que Satori et al. [110], Pal et al. [148] realizaron tratamientos térmicos a las fibras con el objetivo de estabilizar las medidas tomadas. A las fibras dopadas con B-Ge las sometieron a 275°C durante 8 h. Tanto las dopadas con Ge-Er como las de Ge-Sn-Er las elevaron a una temperatura de 525°C durante 8 h. Posteriormente realizaron ensayos entre 20 y 250°C para las dopadas con B-Ge y hasta 500°C para las dopadas con Ge-Er y Ge-Sn-Er. Obtuvieron que la mejor aproximación para las primeras es de tipo cuadrático, y para las que poseen Er es cúbica. Con estas relaciones polinómicas midieron errores inferiores a 2°C en todos los rangos y casos. En la Figura 4-2 puede verse la sensibilidad térmica obtenida por Pal et al. [148] para cada una de las fibras anteriores. Otros autores antes que ellos ya reportaron la aparición de no-linealidades, pero en la medición de temperaturas criogénicas hasta 77 K [149,150] y 4,2 K [151].

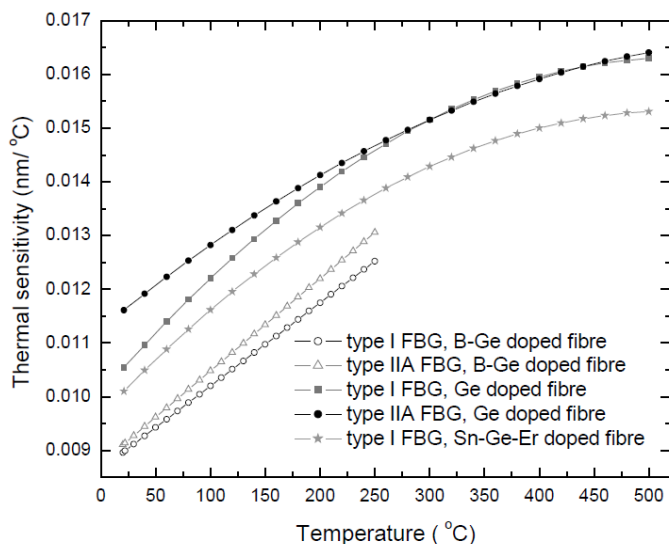


Figura 4-2. Variación de la sensibilidad térmica con la temperatura en redes de Bragg dopadas con B-Ge, Ge-Er y Sn-Ge-Er. Resultados obtenidos por Pal et al. [148].

Mohammed et al. [152] estudiaron diferentes estructuras de marcado (*apodization*

profiles) de las redes de Bragg para mejorar su respuesta térmica. Marcaron fibras con métodos *Uniform*, *Raised Sine*, *Sinc*, *Gaussian* y *Nuttal* y encontraron que el *Nuttal* es el mejor en base al estudio del espectro de reflexión. Para este tipo, obtuvieron una sensibilidad lineal en el rango 0-120°C de 13,72 pm/°C (Figura 4-3).

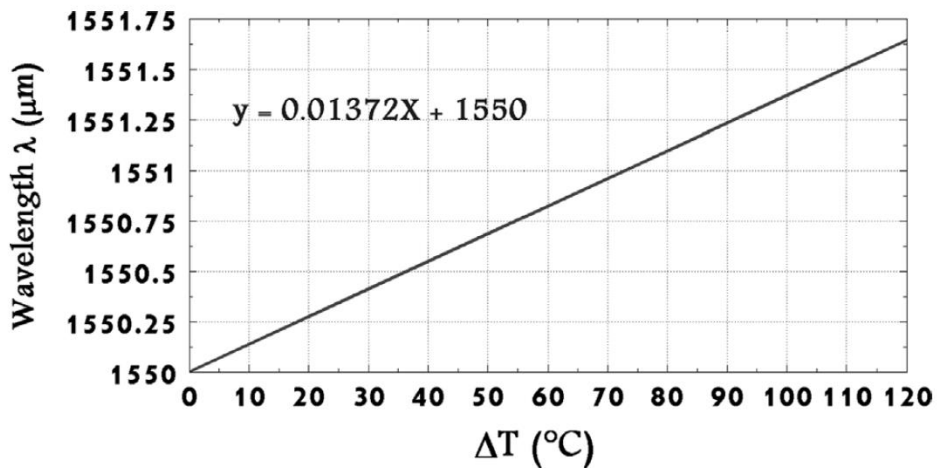


Figura 4-3. Variación de la longitud de onda con respecto a la temperatura en sensor *Nuttal*. Resultados obtenidos por Mohammed et al. [152].

Mamidi et al. [153] obtuvieron la medida de temperatura por medio de la diferencia entre la intensidad registrada proveniente de la FBG y una señal de referencia. La fibra se marcó a 1552,88 nm con una longitud de 5 mm, y se introdujo en el interior de un capilar de cobre. El sensor de referencia fue un termopar de tipo K. Mamidi et al. [153] obtuvieron los resultados en nm/°C y $\mu\text{W}/^{\circ}\text{C}$ mostrados en la Figura 4-4. La resolución máxima conseguida con este sistema es 0,5°C y la sensibilidad térmica de la fibra fue de 12 pm/°C.

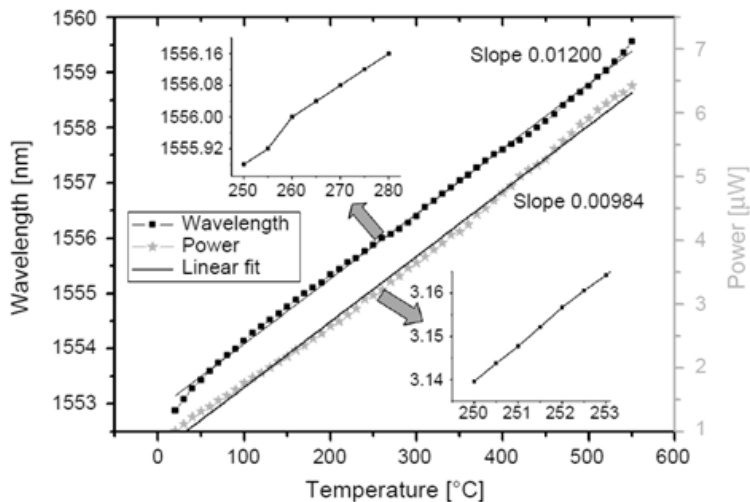


Figura 4-4. Resultados de medición de temperatura mediante fibra óptica obtenidos por Mamidi et al [153].

Daud et al. [154] diseñaron e implementaron un sistema para medición de temperatura en exterior usando una FBG, un láser sintonizable y un analizador de espectro óptico. La fibra utilizada se encontraba marcada en 1553,865 nm. La sensibilidad del sensor fue 9,14 pm/°C sobre el espectro de transmisión, y de 10,58 pm/°C sobre el espectro de reflexión, según puede verse en la Figura 4-5. No se especificaron el error obtenido ni el sensor de referencia utilizado para calibrar las lecturas de la fibra óptica.

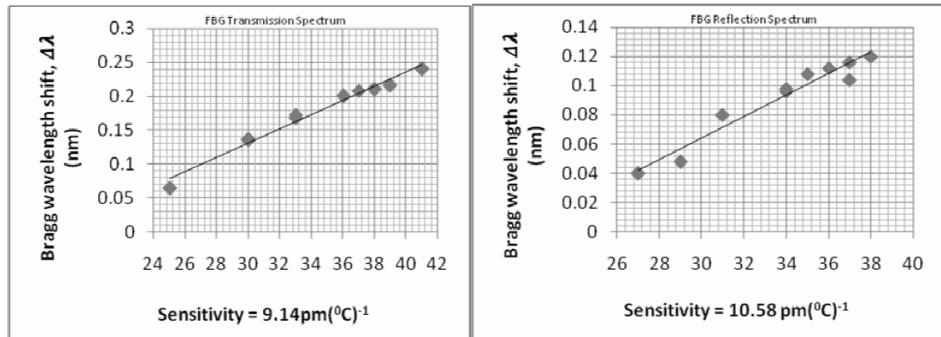


Figura 4-5. Incrementos de longitud de onda frente a temperatura obtenidos por Daud et al [154]: (Izquierda) sensibilidad de 9,14 pm/°C en el espectro de transmisión y (Derecha) sensibilidad de 10,58 pm/°C en el de reflexión.

En ocasiones, al sensorizar con fibra óptica no es necesario conocer con exactitud la temperatura, sino aislar su efecto para medir deformaciones de forma estable. Kinet et al. [71] realizaron una recopilación sobre metodologías para compensar los efectos de la temperatura en la medida de la fibra. Se resumen a continuación:

1. Foto-inscripción de FBGs en fibras de diferente tipo [147,155,156]. Como al variar las sustancias dopantes de la fibra se puede modificar la sensibilidad, con dos tipos distintos de fibra se puede lograr separar los dos fenómenos.
2. Foto-inscripción de FBGs a dos longitudes de onda diferentes en una única fibra óptica [157]. En el caso de usar este método el marcado debe separarse tanto como sea posible para mejorar la correlación de los efectos. Rao et al. [158] realizaron este tipo de compensaciones en fibras marcadas en distintas ventanas de comunicaciones ópticas, obteniendo las sensibilidades indicadas en la Tabla 4-1.

Wavelength (nm)	Strain Sensitivity (pm/ $\mu\epsilon$)	Temperature Sensitivity (pm/°C)
830	0.64	6.8
1300	1.00	10.0
1550	1.20	13.0

Tabla 4-1. Sensibilidad a deformación y temperatura en longitudes de 830, 1300 y 1550 nm (1ª, 2ª y 3ª ventana de comunicaciones ópticas) obtenidas por Rao et al.[158].

3. Explotar el primer y segundo orden de difracción de una única FBG [159]. Tanto para esta metodología como para la anterior es necesario una fuente de emisión de espectro ancho o diferentes fuentes de banda estrecha, lo cual incrementa el coste de la demodulación de la señal.
4. Usar fibras ópticas especiales (fibras de polarización constante [160,161] o fibras de cristal fotónico [162,163]). Es necesario ser muy cuidadoso en las soldaduras entre fibras normales y especiales y también en la inyección de luz. La polarización de entrada tiene que ser controlada con precisión.
5. Introducir la fibra en un encapsulado, reducir el diámetro de la fibra o añadir un recubrimiento especial [153,164–166]. Estas operaciones son delicadas, la fibra puede debilitarse o romperse.
6. Acoplar un interferómetro Fabry-Perot a una FBG [106]. Esta solución requiere del uso de dos interferómetros distintos.
7. Usar marcados híbridos como una FBG convencional y una de periodo largo (*LPG*). Ambos se pueden superponer para conseguir una discriminación entre deformación y temperatura puntual [167,168].
8. Usar FBGs marcadas en diferentes tipos de fibra de tipo I, tipo IA o tipo IIA [148,169,170].
9. Usar marcados rotados (*tilted FBG*) que acoplan la luz en el núcleo y la corteza de la fibra, y por ello muestran numerosos modos de resonancia de la corteza en el espectro transmitido. Cada modo se comporta de forma distinta respecto a las deformaciones [171–174].

La mayor parte de los autores utilizan aproximaciones lineales de origen teórico o experimental para medir temperatura a través de redes de Bragg [110,147,152–154,165]. Pocos, entre ellos Pal et al.[148], calculan aproximaciones de mayor grado. Algunos investigadores realizan tratamientos térmicos previos antes de medir temperatura. En la Tabla 4-2 se resumen la sensibilidad y métodos de aproximación citados anteriormente.

Autores	Tipo de aproximación	Sensibilidad [pm/°C]
Kim et al. [146]	Lineal	10,34
Satori et al. [110]	Lineal	12,7
Pal et al. [148]	Polinómica	9-16,5
Mohammed et al. [152]	Lineal	13,72
Mamidi et al. [153]	Lineal	12
Daud et al. [154]	Lineal	9,14-10,58
Rao et al. [158]	Lineal	13,0

Tabla 4-2. Sensibilidad a temperatura de las redes de Bragg y tipo de aproximación utilizadas por distintos autores en la bibliografía.

4.2. Cálculo de temperatura

Los ensayos de cálculo de temperatura se llevan a cabo sobre probetas de carbono con material *Tipo 2* (Anexo I). Se emplea un sensor de Bragg MO OS1100 apoyado sobre la superficie y unido mediante cinta de alta temperatura por uno de sus extremos, permitiendo su libre dilatación. Como sensor de referencia se emplea un termopar de tipo T leído mediante un equipo HBM MGCPlus (Anexo II). Este sensor se adhiere a la probeta mediante la cinta anterior, situando su punta lo más cerca posible al sensor FBG.

Se realizan un total de 9 ensayos: 3 hasta una temperatura máxima de 80°C, 3 hasta 100°C y los restantes hasta 120°C. En todos ellos se incrementa la temperatura a una velocidad aproximada de 0,5°C/s, se mantiene una estabilización a temperatura máxima de 600 segundos y se deja enfriar lentamente hasta condiciones ambiente (entre 3490 y 4500 segundos). Las temperaturas de inicio, los incrementos y la duración de cada ensayo se especifican en la Tabla 4-3. El equipamiento utilizado para el calentamiento es un horno Protoflow E (Anexo II).

El cálculo de la temperatura a partir del incremento de longitud de onda se realiza por medio de dos procedimientos teóricos y cuatro aproximaciones experimentales. Los métodos teóricos utilizados se exponen a continuación:

- 1) **Método directo:** el cambio de la longitud de onda del sensor se relaciona con el incremento de temperatura experimentado por el mismo a través de la Ecuación 4-6:

$$\Delta T = \frac{\Delta \lambda}{K_{esp}} \quad (4-6)$$

donde: ΔT es el incremento de temperatura del ensayo, $\Delta \lambda$ es la variación de la longitud de onda de Bragg y K_{esp} es la sensibilidad térmica de la FBG (9,9 pm/°C para el OS1100 [111]). En la bibliografía estos valores oscilan entre 9 y 16,5 pm/°C (Tabla 4-2).

Temperatura máxima 80°C								
Ensayo 1			Ensayo 2			Ensayo 3		
T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]
23,7	57,3	4390	26	54	3490	21	59	4480
Temperatura máxima 100°C								
Ensayo 4			Ensayo 5			Ensayo 6		
T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]
22	78	4400	24,7	75,3	4500	26,3	73,7	3700
Temperatura máxima 120°C								
Ensayo 7			Ensayo 8			Ensayo 9		
T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]	T. inicio [°C]	ΔT [°C]	Duración [s]
18	102	4500	22	98	4500	22,5	97,5	4340

Tabla 4-3. Temperatura de inicio, incremento de la misma y duración de los nueve ensayos de caracterización térmica.

- 2) **Método indirecto:** obtenido a través de las Ecuaciones 1-2 y 1-4 despreciando el término de deformación mecánica:

$$\Delta T = \frac{1}{k \cdot \alpha_{glass} + \alpha_{\delta}} \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \right) \quad (4-7)$$

donde: α_{glass} es el coeficiente de dilatación de la fibra óptica ($0,55 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$)

según [66–72]) y α_δ es el cambio en el índice de refracción medio con la temperatura. Este valor oscila aproximadamente entre 5×10^{-6} y $8,6 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ [66–72,175]. En este estudio se usará un valor intermedio contenido en el intervalo $6 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$. λ_0 es la longitud de onda de referencia del sensor de Bragg y k es el factor de galga del sensor de Bragg, que se define como en la Ecuación 4-8:

$$k = 1 - p \quad (4-8)$$

donde p el coeficiente fotoelástico con un valor 0,78 (según Kreuzer [72]) p tiene un valor de 0,22).

Ahora se describe la metodología para el ajuste experimental. Primero se obtiene la señal del termopar y el incremento de longitud de onda unitaria frente al tiempo para cada uno de los ensayos como se muestra en la Figura 4-6.

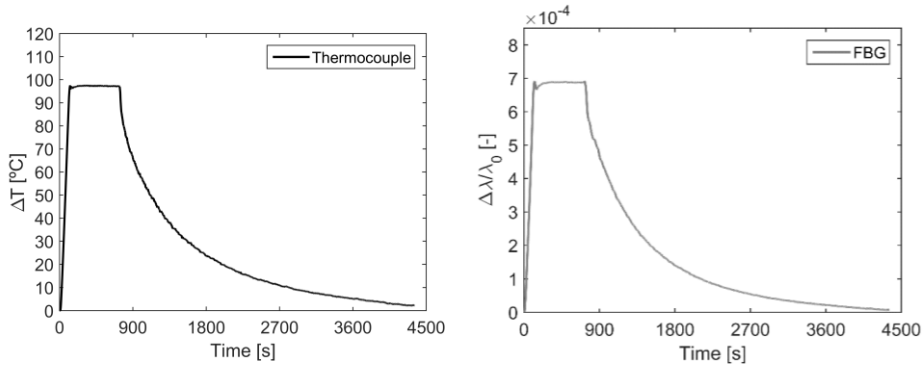


Figura 4-6. Temperatura del termopar e incremento de longitud de onda unitaria de la FBG registradas en los ensayos de caracterización térmica.

Luego se divide la señal del termopar entre la de la FBG. De esta forma, se obtiene un vector con unidades de $^{\circ}\text{C}$ que representa el valor por el que tenemos que multiplicar la señal de la red de Bragg para convertirla en temperatura. Un ejemplo de este cociente (correspondiente a la prueba 9) puede verse en la Figura 4-7. Se combina esta información para todos los ensayos y se realizan los ajustes experimentales para las regiones de estabilización, aproximadamente entre 150 y

750 segundos (ver Figura 4-6), representada mediante triángulos en la Figura 4-7. No se utiliza la información del calentamiento o del enfriamiento porque en esas zonas no se puede garantizar que ambos sensores estén sometidos a la misma temperatura al poseer características térmicas distintas.

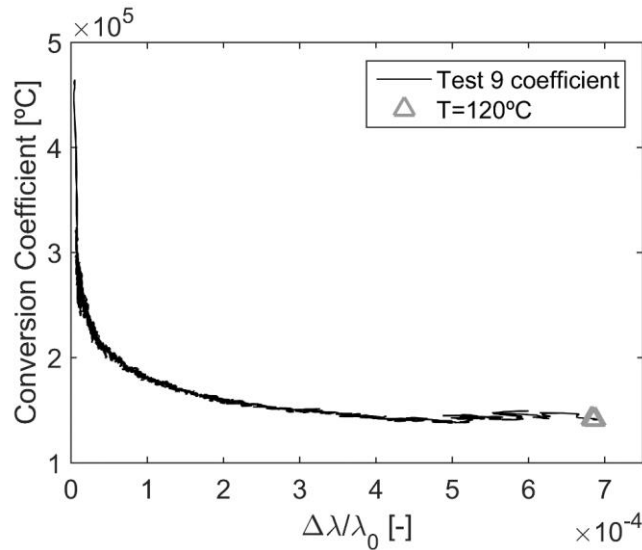


Figura 4-7. Coeficiente de conversión a temperatura para el incremento de longitud de onda unitaria en el ensayo 9. Triángulos correspondientes a 120°C en la región de estabilización.

Los datos se tratan mediante el software MATLAB [86] con las órdenes *polyfit* para las aproximaciones polinómicas y *fit* para la hiperbólica. En la Figura 4-8 pueden verse las distintas aproximaciones experimentales calculadas. La primera aproximación realizada es de tipo constante, similar a la del método teórico directo (Ecuación 4-6), aunque por medio del incremento de longitud de onda unitaria. La siguiente es una lineal o polinomio de grado uno. A continuación, una cuadrática. Finalmente debido a la forma que presentan los datos (Figura 4-7) se ajusta una relación hiperbólica.

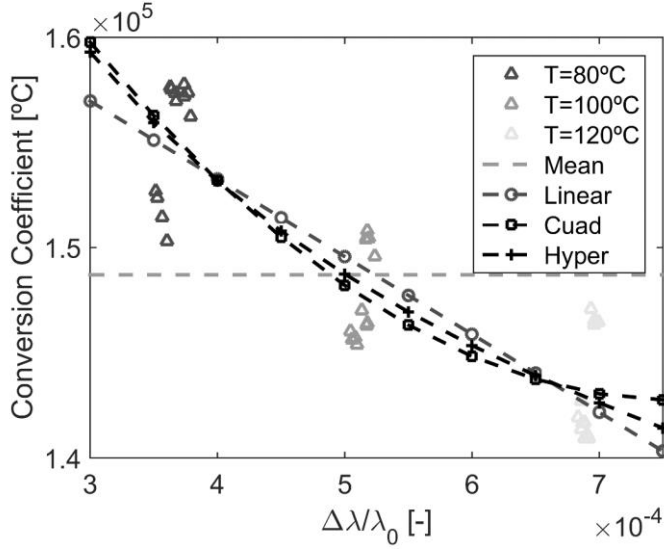


Figura 4-8. Aproximaciones experimentales para medición de temperatura a través del incremento de longitud de onda unitaria. Métodos constante, lineal, cuadrático e hiperbólico.

Las expresiones explícitas utilizadas para representar las aproximaciones constantes, lineales, cuadráticas e hiperbólicas de la Figura 4-8 se establecen en las Ecuaciones 4-9, 4-10, 4-11 y 4-12, respectivamente. El exponente que mejor aproxima los datos en el caso hiperbólico es el -0.3, obtenido mediante prueba manual en saltos de -0.1 entre -1 y -0.1.

$$\Delta T [^{\circ}C] = 1,48 \cdot 10^5 \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \quad (4-9)$$

$$\Delta T [^{\circ}C] = \left(-3,7 \cdot 10^7 \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} + 1,68 \cdot 10^5 \right) \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \quad (4-10)$$

$$\Delta T [^{\circ}C] = \left(8 \cdot 10^{10} \cdot \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \right)^2 - 1,22 \cdot 10^8 \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} + 1,89 \cdot 10^5 \right) \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \quad (4-11)$$

$$\Delta T [^{\circ}C] = \left(6,52 \cdot 10^3 \cdot \frac{1}{\left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \right)^{0.3}} + 8,5 \cdot 10^4 \right) \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \quad (4-12)$$

Utilizando estas expresiones empíricas y también las teóricas del método directo (Ecuación 4-6) e indirecto (Ecuación 4-7) se representan para todos los ensayos los incrementos de temperatura de la fibra frente a la lectura del termopar. Un ejemplo para el ensayo 9 puede verse en la Figura 4-9 para los métodos teóricos y en la Figura 4-10 para los experimentales.

La diferencia entre los datos de los termopares y los correspondientes a cada método se cuantifican por medio del error medio absoluto (Expresión 4-13) calculado a lo largo de todo el ensayo y por el error medio porcentual (Expresión 4-14) en la región de estabilización:

$$\bar{e}_{abs} = \frac{\sum_{\text{todo el ensayo}} |T_{\text{fibra}(i)} - T_{\text{termopar}(i)}|}{N} \quad (4-13)$$

donde \bar{e}_{abs} es el error medio absoluto y N es el número de medidas del total del ensayo.

$$\bar{e}_R = \frac{\sum_{\text{región estabilización}} \frac{|T_{\text{fibra}(i)} - T_{\text{termopar}(i)}|}{T_{\text{termopar}(i)}}}{N} \cdot 100 \quad (4-14)$$

donde \bar{e}_R es el error medio porcentual y N es el número de medidas de la región de estabilización.

Las Tablas 4-4 y 4-5 resumen los datos obtenidos de estos ensayos. Se incluyen las discrepancias medidas mediante las Ecuaciones 4-13 y 4-14, su media y desviación típica. El método directo presenta un error medio de 3,4°C, con una desviación típica de 0,9°C. En la región de estabilización el error medio asciende hasta un 7,2 % y una desviación típica de 4,3 %. El método indirecto devuelve un error absoluto de 3,9°C con una desviación típica de 1°C. El error porcentual medio asciende hasta 12,2 % y la desviación hasta 4,5 %. En los ajustes experimentales puede verse un error absoluto medio de 3,3; 2,4; 1,8 y 1,1 para ajuste constante, lineal, cuadrático e hiperbólico, respectivamente. Las desviaciones típicas son inferiores al grado, desde 0,9 del lineal a 0,6 del hiperbólico. En el caso del error porcentual, el constante presenta un valor de 3,3 % con desviación típica 2 %, el lineal 1,7 % y 0,7 %, respectivamente. El método cuadrático e hiperbólico comparten valores con 1,6 y 0,6 %, en media y desviación típica, respectivamente.

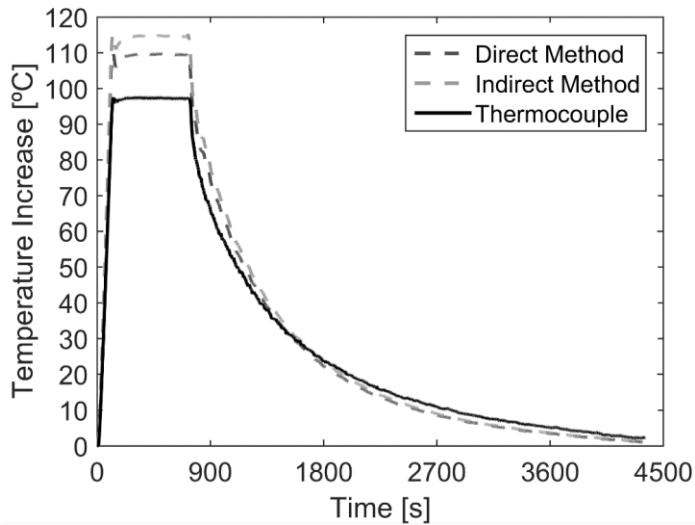


Figura 4-9. Métodos teóricos directo e indirecto frente a termopar en ensayo de caracterización térmica número 9.

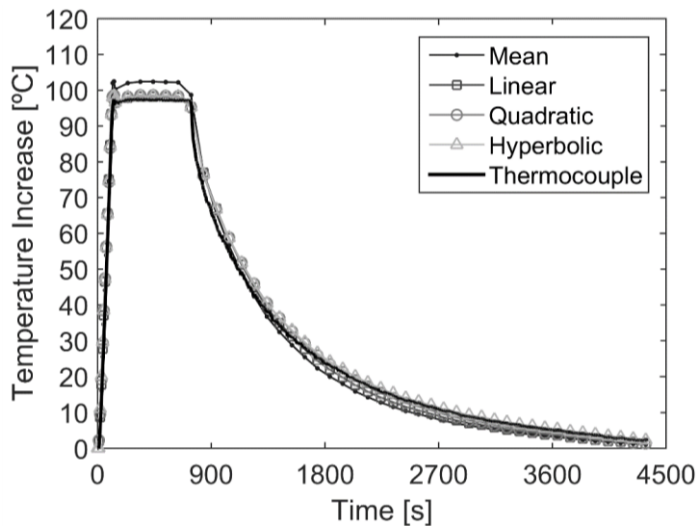


Figura 4-10. Métodos experimentales constante, lineal, cuadrático e hiperbólico frente a termopar en ensayo de caracterización térmica número 9.

De cara a una posible implementación de estos métodos en un sistema autónomo o embebido es importante evaluar su coste computacional. El tiempo que un ordenador tarda en procesar cualquiera de las Ecuaciones 4-9 a 4-12 es muy pequeño y las rutinas de medición de tiempo pueden no medirlo con precisión. Por ello, se genera un vector de números aleatorios de diez millones de componentes entre los valores de 0 y 1. Este se introduce en las fórmulas anteriores y se mide el tiempo que un PC tarda en procesar el vector completo. Los métodos teóricos son estimaciones grado uno, por ello el tiempo empleado es asimilable al del método constante (Ecuación 4-9). Las pruebas se ejecutan en un PC de sobremesa con un microprocesador Intel i7-4790k a 4,36 GHz [176], con 24 Gb de RAM DDR3 a 2400 Mhz. El código se implementa en MATLAB R2014b [86]. Para evitar que MATLAB realice alguna optimización de las operaciones (por ejemplo, operaciones vectoriales [177]), que incrementen el rendimiento y falsee los resultados, se recurre a bucles *for* para recorrer los vectores componente a componente. Los tiempos empleados en el cálculo del vector completo para media, lineal, cuadrático e hiperbólico son de forma respectiva 0,087; 0,124; 0,195 y 1,136 segundos.

Error [°C]	Ensayos									Media	Desvest
	1	2	3	4	5	6	7	8	9		
Directo	3,4	2,5	2,7	3,9	2,8	3	5,3	3,6	3,9	3,4	0,9
Indirecto	3,4	2,8	2,8	4,4	3,3	3,7	5,9	4,4	4,9	3,9	1
Constante	4,5	2,8	3,6	3,8	2,3	2,3	4,8	2,8	2,7	3,3	0,9
Lineal	3,2	1,9	2,5	2,9	1,7	1,8	41	1,6	1,7	2,4	0,8
Cuadrático	2,4	1,5	1,8	2,3	1,1	1,4	3,3	1,2	1,4	1,8	0,7
Hiperbólico	1,6	0,8	0,9	1,4	0,6	0,9	2,6	0,5	1,2	1,1	0,6

Tabla 4-4. Error absoluto medio en °C según Ecuación 4-13 para los todos los métodos de aproximación. Se incluyen media y desviación típica.

Error [%]	Ensayos									Media	Desvest
	1	2	3	4	5	6	7	8	9		
Directo	1,1	4,7	6,1	8,5	9,3	8,7	12,7	12,5	1,1	7,2	4,3
Indirecto	5,9	9,7	11,1	13,6	14,4	13,8	18,0	17,8	5,9	12,2	4,5
Constante	5,6	2,2	0,9	1,3	2,1	1,6	5,3	5,1	5,6	3,3	2,0
Lineal	1,8	2,0	0,8	1,6	2,6	2,8	0,9	0,8	2,0	1,7	0,7
Cuadrático	1,4	2,6	1,8	0,6	1,5	2,3	1,3	1,2	1,7	1,6	0,6
Hiperbólico	1,5	2,4	1,4	1,0	1,9	2,6	1,1	1,0	1,9	1,6	0,6

Tabla 4-5. Error porcentual medio en la región de estabilización según Ecuación 4-14 para los todos los métodos de aproximación. Se incluyen media y desviación típica.

4.3. Discusión

En las Figuras 4-11 y 4-12 se muestra una representación del error absoluto y porcentual medio calculados según las Ecuaciones 4-13 y 4-14, respectivamente, para todos los métodos de aproximación y ensayos de caracterización térmica realizados. El método que presenta peores resultados es el teórico indirecto tanto en el error absoluto como porcentual. El más próximo a la señal del termopar es el método hiperbólico en el caso del error absoluto medio y el cuadrático en el porcentual. Aunque en errores absolutos medios la diferencia entre todos los métodos es clara y mejor cuanto más complejo es el algoritmo, en el caso de los errores porcentuales las aproximaciones experimentales lineales, cuadráticas e hiperbólica presentan unos valores muy similares.

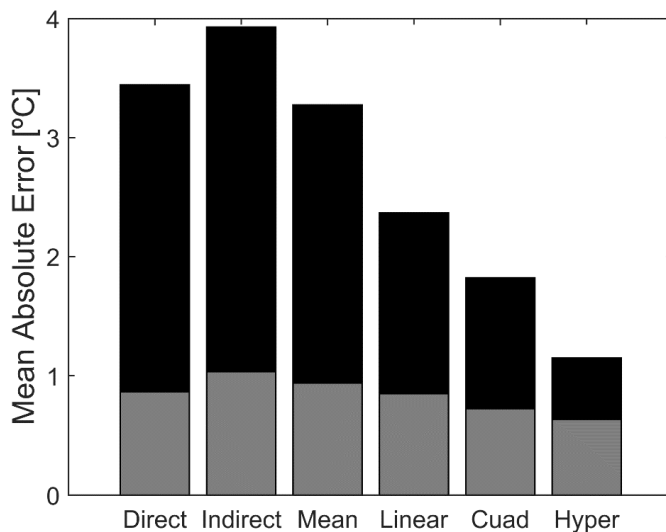


Figura 4-11. Error absoluto medio (barras negras) y desviación típica (barras claras) en los ensayos de caracterización térmica para todos los métodos de aproximación.

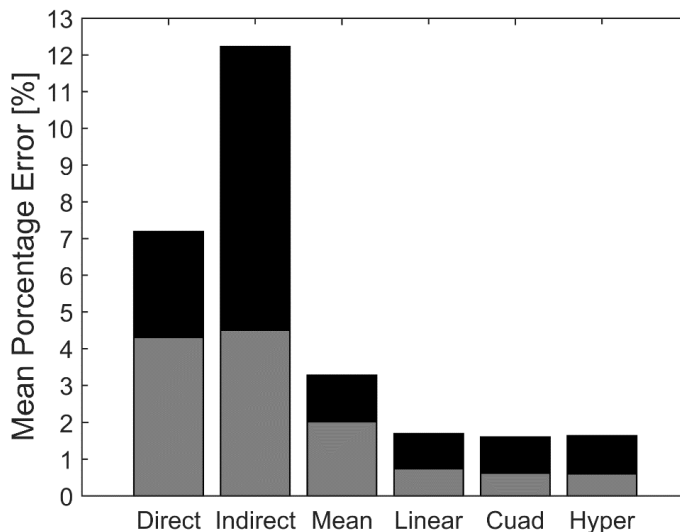


Figura 4-12. Error porcentual medio (color oscuro) y desviación típica (color claro) en los ensayos de caracterización térmica para todos los métodos de aproximación.

El método directo, indirecto y de la media o constante son los computacionalmente menos costosos necesitando únicamente una multiplicación para su obtención, aunque deben asumirse errores en su estimación superiores a 3°C o más del 3%. El método lineal necesita de dos multiplicaciones y reduce el error 1°C y más de un punto porcentual. El cuadrático se aplica por medio de 5 multiplicaciones, aumentando el coste computacional en 2,5 veces para reducir el error absoluto medio $0,7^{\circ}\text{C}$ y mantener el error porcentual. Por último, para calcular el método hiperbólico es necesario una raíz cúbica (debido al exponente 0,3), una división y una multiplicación, resultando el método más caro computacionalmente, aunque reduciendo el error absoluto medio hasta alrededor de 1°C .

Los costes computaciones de cada uno de los métodos pueden verse en un gráfico de barras en la Figura 4-13. Al incrementar la complejidad, se incrementa la precisión, pero también el tiempo de cálculo. El método lineal tarda un 50% más que el constante. El cuadrático el doble que el de la media y finalmente el uso del hiperbólico hace necesario una cantidad de tiempo 10 veces superior.

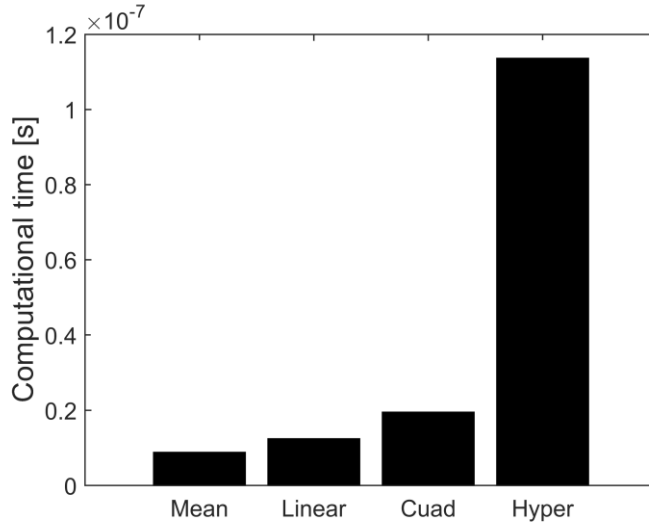


Figura 4-13. Coste computacional en segundos por cálculo de cada uno de los métodos experimentales en un Intel i7 4790K.

El mejor método en relación error/coste computacional es el cuadrático, pues con respecto al hiperbólico, obtiene unos resultados tan solo 0,5°C peor en error absoluto medio y prácticamente iguales en error porcentual medio, con el 16 % del coste computacional. Por tanto se recomienda utilizar la Ecuación 4-11 para medir temperatura a través de la longitud de onda de la fibra:

$$\Delta T [^{\circ}\text{C}] = \left(8 \cdot 10^{10} \cdot \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \right)^2 - 1,22 \cdot 10^8 \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} + 1,89 \cdot 10^5 \right) \cdot \frac{\Delta \lambda}{\lambda_0} \quad (4-11)$$

5. ACELERÓMETRO FBG

En este capítulo se presenta un trabajo de sinergia entre dos tecnologías complementarias muy prometedoras: las FBGs y la fabricación aditiva. Se trata del desarrollo de un acelerómetro de bajo peso para monitorización estructural de elementos aeronáuticos. Esta implementación se incluye dentro del objetivo 3 de la presente Tesis.

5.1. Estado del arte

Las redes de Bragg son sensibles a deformación y temperatura (Sección 1.2.2, Ecuación 1-2), pudiéndose medir además a altas frecuencias [66,158,178]. Se han usado ya ampliamente como un reemplazo viable de galgas extensiométricas en laboratorio [44,68,107] y aplicaciones reales en aeronáutica [56,179], ingeniería civil [180] y naval [82], mostrando su alto nivel de disponibilidad tecnológica [46]. La fibra se utiliza también como sensor de temperatura [148,149,152] como se ha hecho anteriormente en esta investigación (Capítulo 4), para compensación de deformación/temperatura [168,170] y para monitorización del curado de materiales compuestos [181,182], entre otros usos.

Asimismo, mediante las FBGs pueden llevarse a cabo mediciones de otras magnitudes adaptando la condición de Bragg [122,183]. Aunque la monitorización de deformaciones es esencial en integridad estructural de casos estáticos o eventos de baja velocidad de cambio de las magnitudes, cuando ocurren esfuerzos

dinámicos o de alta velocidad de cambio, también es muy importante conocer con precisión las aceleraciones. En la literatura científica consultada puede encontrarse que las FBGs se usan para medir aceleraciones mediante los siguientes dos tipos de acelerómetros: (i) axial/cilíndrico [184–193] o (ii) perpendicular o en voladizo [194–203].

Los acelerómetros cilíndricos o axiales funcionan con una masa apoyada sobre un muelle lineal, donde normalmente se instala la fibra óptica (FO). El vector de desplazamiento de la masa inercial se encuentra en el mismo eje que el sensor FBG. Dependiendo del equipamiento utilizado para medir la fibra, se especifica la sensibilidad en V/g o en m/g, siendo g la aceleración de la gravedad. La medida en Voltios se obtiene como salida cuando se usa un sistema basado en un diodo de luz superluminiscente (SLED-*Superluminiscent Light Emitting Diode*) o láser junto con un fotodiodo. Sin embargo, la longitud de onda se obtiene a través de interrogadores ópticos o espectrómetros. Algunos acelerómetros axiales encontrados en la literatura científica se describen brevemente a continuación.

Morikawa et al. [184] desarrollaron un acelerómetro triaxial, en el cual la fibra óptica se usa como elemento flexible, con una masa inerte de 1 gramo y una frecuencia de resonancia de 800 Hz. Debido a la carcasa, necesaria para darle consistencia al sensor, el peso total asciende hasta 50 gramos. Fender et al. [185] también usaron la propia fibra como muelle, pero con un sensor monoaxial, añadiendo la masa como una gota de epoxy de entre 0,55 y 4,82 miligramos. De nuevo, aunque este valor es muy pequeño, la carcasa de aluminio del sensor incrementó el peso total hasta 15 gramos. Zhang et al. [186] embebieron fibra en el eje de un cilindro flexible de silicona. Usaron una masa inercial de 9 gramos, obteniendo una frecuencia de resonancia de 400 Hz y una sensibilidad de 42,7 pm/g. Guozhen et al. [187] propusieron otro sensor en el que la fibra se embebe en el interior de un cilindro. En este caso se trata de aluminio y se utiliza como elemento flexible y masa inercial al mismo tiempo. El peso total del sensor fue de 25 gramos y los autores reportaron una respuesta frecuencial plana entre 800 y 5000 Hz. Costa Antunes et al. [188] desarrollaron un acelerómetro biaxial con sensibilidades de 87,85 y de 92,35 pm/g y frecuencias de resonancia de 846,01 y 845,33 Hz. La fibra óptica se instaló a lo largo de la masa inercial a través de una serie de canales en la superficie. Se utilizó aluminio (aproximadamente 254 gramos) en forma de cilindro de 50 mm de diámetro como masa inercial. Esta se pega mediante una fina lámina de 4 mm de diámetro a un sustrato que se mueve

perpendicularmente. Liu et al. [189] fabricaron un acelerómetro axial usando un diafragma doble de acero como elemento flexible en el que uno de los extremos de la fibra se pegó a la masa inercial y el otro a la carcasa del sensor, estando el FBG entre ambos. No especificaron la masa de la carcasa (necesaria para el cálculo de la masa total), pero la masa efectiva fue de 9 gramos. Obtuvieron una frecuencia de resonancia de 1240 Hz y una sensibilidad en el rango usable (aproximadamente 0-400 Hz) de 23,8 pm/g. Jiang et al. [190] desarrollaron un acelerómetro triaxial basado en una masa suspendida por medio de tres fibras. La masa fue de 10 gramos y la frecuencia natural se registró como 160 Hz. Dai et al. [191] presentaron un sensor basado en un sistema masa-muelle, en el que se usaron dos barras empotradas simétricas como elementos elásticos. El sensor puede dividirse en base sólida, barras flexibles y masas inerciales. Obtuvieron una frecuencia de resonancia de 2918 Hz y una sensibilidad desde 13,82 pm/g a 100 Hz hasta 16,43 pm/g a 1000 Hz. Wang et al. [192] diseñaron, analizaron y optimizaron un acelerómetro axial basado en dos cilindros flexibles en configuración tracción-compresión con la masa inercial en el centro. Los autores reportaron una sensibilidad de 623 pm/g con una masa de 56 gramos y una frecuencia de resonancia de 449 Hz. Sun et al. [193] desarrollaron un sensor basado en una viga en voladizo con la FBG instalada en dirección perpendicular, obteniendo una sensibilidad entre 2028 y 2548 pm/g y una resonancia de 37 Hz con una masa inercial de 568 gramos.

Otro mecanismo para la fabricación de acelerómetros comúnmente encontrado en la literatura se obtiene colocando la FBG perpendicular al desplazamiento de la masa inercial, normalmente en forma de ménsulas. Thériault et al. [194] presentaron una aproximación interesante al problema en el que la propia fibra es usada como un voladizo, elemento sensible y masa. Su objetivo era ser capaz de medir aceleraciones de 10^5 g. Para ello la masa inercial se redujo al mínimo, disminuyendo por tanto también la sensibilidad a valores entre $10,1 \cdot 10^{-6}$ y $53,6 \cdot 10^{-6}$ V/g. López-Higuera et al. [195], como Thierault et al. [194], propusieron un sensor usando únicamente la fibra óptica sin rigidizadores o masas. En este caso, el sensor no usa una FBG, sino que la aceleración se modula con la intensidad de la luz. Obtuvieron un rango usable de frecuencia de entre 0,2-140 Hz con una sensibilidad de 6860 mV/g. Spammer et al. [196] hicieron una comparación entre una estructura sensorizada mediante FBG con patrón de marcado de variación lineal (*chirped* FBG) y un sensor comercial ICSSENSORS 3021, por medio de una viga de acero de 50x15x1 mm³. Obtuvieron espectros de salida similares, con una

sensibilidad en el sensor FBG de 4,54 V/g. El grupo de investigación liderado por Costa-Antunes también investigó sobre acelerómetros en ménsulas [197,198]. Estos investigadores desarrollaron un acelerómetro FBG basado en un muelle de ballesta y una masa suspendida. Obtuvieron una frecuencia de resonancia de 38,83 Hz con una masa inerte de 15,8 gramos y una sensibilidad de 0,997 V/g [197]. Paulo Costa Antunes et al. [198] también diseñaron otros acelerómetros basados en vigas de latón en voladizo en forma de L con una frecuencia de resonancia de 346,5 Hz. Khan et al. [199] desarrollaron otro sensor con viga empotrada en forma de L, pero teniendo una sección transversal no uniforme. Reportaron una sensibilidad de 46 pm/g por debajo de 50 Hz y 306 pm/g por encima de 150 Hz con un peso total de 23 gramos y una primera frecuencia natural de 219,46 Hz. Adicionalmente, hicieron un análisis detallado para diferentes combinaciones de masas inerciales y cuerpos del acelerómetro. Liu et al. [200] usaron una doble viga en voladizo, para reducir la sensibilidad transversal, en un acelerómetro con frecuencia de resonancia 41 Hz, una masa inercial de 35 gramos y una sensibilidad de 76 pm/g. Basumallick et al. [201] presentaron un acelerómetro basado en una ménsula clásica con una sensibilidad mayor que 390 pm/g, un rango usable de 0-10 Hz y una frecuencia de resonancia de alrededor de 20 Hz. Separaron las fibras de la línea media de la viga mediante un parche de teflón, obteniendo con un ello un mayor nivel de deformación. También desarrollaron una técnica de postprocesado basado en la transformada *wavelet*. La masa inercial usada fue de 15 gramos con una viga en voladizo de acero inoxidable de dimensiones 22x12x0,5 mm³. Stefani et al. [202] presentaron otro sensor de tipo perpendicular con una sensibilidad de 20 pm/g, una resonancia de 2,95 kHz y rango usable hasta aproximadamente 1 kHz. Wang et al. [203] fabricaron un geófono mediante un voladizo en forma de L con una sensibilidad de 220 pm/g, una resonancia de 295 Hz y una masa inercial de 19 gramos. Un resumen con los datos obtenidos de las diferentes fuentes puede verse en la Tabla 5-1.

AXIALES				PERPENDICULARES			
Autores	M. Iner/ M. total [gramos]	Rango de uso / Freq. Res. [Hz]	Sens. [pm/g]	Autores	M. Iner/ M. total [gramos]	Rango de uso / Freq. Res. [Hz]	Sens.
Morikawa et al. [184]	1 / 50	* / 800	*	Thériault et al. [194]	* / *	* / *	$<53,6 \cdot 10^{-6}$ V/g
Fender et al. [185]	0,55- $4,82 \cdot 10^{-3}$ / 15	* / *	*	Lopez- Higuera et al. [195]	* / *	0,2-140 / *	6,86 V/g
Zhang et al. [186]	9 / *	30-300 / 400	42,7	Spammer et al. [196]	* / *	* / *	4,54 V/g
Guozhen et al. [191]	* / 25	800-5 k / *	*	Costa Antunes et al. [197]	15,8 / *	* / 38,83	0,997 V/g
Costa- Antunes et al. [188]	* / 254	* / 845,33	87,85 – 92,35	Costa Antunes et al. [198]	* / *	* / 346,5	*
Liu et al. [189]	9 / *	50-800 / 1,24 k	23,8 -45,9	Khan et al. [199]	* / 23	* / 220	46 pm/g < 50Hz
Jiang et al. [190]	10 / *	* / 160	*	Liu et al. [200]	35 / *	* / 41	76 pm/g
Dai et al. [191]	* / *	8-2 k / 2,918 k	13,82 – 16,43	Basumallick et al. [201]	15 / *	0-10 / ≈ 20	≥ 390 pm/g
Wang et al. [192]	56 / *	* / 449	623	Stefani et al. [202]	* / *	<1 k / 2,95 k	20 pm/g
Sun et al. [193]	568 / *	* / 37	2028-2548	Wang et al. [203]	19 / *	* / 295	220 pm/g

Tabla 5-1. Características de los diferentes acelerómetros axiales y perpendiculares encontrados en la bibliografía científica: Masas inerciales y totales, rango de uso y frecuencias de resonancia y sensibilidad. * significa datos no especificados.

La fabricación aditiva (AM), también llamada *rapid manufacturing* [204] o *rapid prototyping* [205], se define por la ASTM (*American Society for Testing and Materials*) como el “proceso de unir materiales para fabricar objetos desde modelos 3D, normalmente capa sobre capa” [206]. Esta tecnología ha sido referida en muchas publicaciones actuales como “la tercera revolución industrial” debido a su capacidad para cambiar la forma en la que pueden ser fabricados diversos componentes de ingeniería y estructuras [207,208]. La AM permite la creación de cualquier elemento sin condicionantes geométricos en casi cualquier material a través de un diseño por ordenador, evitando pérdidas de material innecesarias, elementos auxiliares o herramientas de corte. Por medio de la AM es posible fabricar sensores ligeros, optimizados y de alta funcionalidad. Actualmente, hay disponibles muchas tecnologías de fabricación aditiva como *Fused Deposition Modeling* (FDM) [209], *InkJet Printing* (IJP), *Laminated Object Manufacturing* (LOM), *Stereolithography* (SLA) y *Selective Laser Sintering* (SLS) [210,211], etc.

5.2. Teoría, diseño y fabricación

Cualquier sensor basado en FBGs necesita de un mecanismo de transformación entre la magnitud deseada (aceleración, cantidad de oxidación, desplazamiento...) y deformación o temperatura en el rango de linealidad de la red. El sensor propuesto se basa en un cilindro flexible con una masa en uno de sus extremos y se puede modelizar como un sistema masa muelle de un grado de libertad (Figura 5-1). La frecuencia natural y la sensibilidad son los parámetros más importantes para caracterizar un acelerómetro, aunque el amortiguamiento también debe tenerse en cuenta. La frecuencia natural (f_n) de acuerdo con la mecánica del oscilador armónico simple (sin amortiguamiento) de un grado de libertad se puede expresar según:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_{eff}}{M_{eff}} \right) \quad (5-1)$$

donde K_{eff} y M_{eff} son respectivamente la rigidez efectiva y la masa efectiva del sistema. En este sensor, tanto el cuerpo como la FBG contribuyen a la rigidez. En cambio, el mayor efecto sobre la masa efectiva se produce por la que se encuentra unida al extremo del sensor.

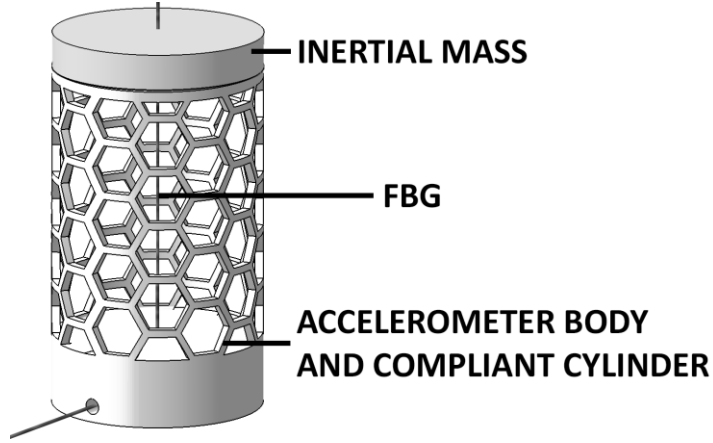


Figura 5-1. Vista CAD del sensor propuesto: Masa inercial, FBG y cuerpo del acelerómetro actuando como cilindro flexible.

Cuando el sensor se excita en la dirección longitudinal, la aceleración sufrida por el mismo se puede expresar en función de la segunda ley de Newton y la ley de Hook como en la Ecuación 5-2. La sensibilidad se define como el cambio en las magnitudes medidas por la FBG (incremento de longitud de onda) por unidad de aceleración (Ecuación 5-3). Introduciendo la aceleración calculada en la Ecuación 5-1 en la Ecuación 5-3, la sensibilidad puede expresarse en función de la fibra y el cuerpo del sensor como:

$$F = M_{eff}a \rightarrow a = \frac{F}{M_{eff}} \rightarrow a = \frac{K_{eff}\Delta L}{M_{eff}} \quad (5-2)$$

$$S = \frac{\Delta\lambda_B}{a} \quad (5-3)$$

$$S = \lambda_B(1 - P)\varepsilon \left/ \frac{K_{eff}\Delta L}{M_{eff}} \right. \quad (5-4)$$

donde F es la fuerza aplicada al acelerómetro, a es la aceleración, ΔL es el incremento de longitud del cuerpo del sensor y S la sensibilidad.

En el acelerómetro desarrollado en esta Tesis se usa el sensor comercial OS1100 de MICRON OPTICS (MO), utilizado también anteriormente. Este se encuentra recubierto de polyimida con un diámetro exterior de 165 μm . El núcleo y el recubrimiento tienen 9 y 125 μm , respectivamente. La longitud de onda a la que se encuentra marcada el sensor es 1520 nm con una longitud de marcado de 10 mm. La sensibilidad especificada por el fabricante es 1,2 pm/ $\mu\text{ε}$ [111]. El equipo que se usa para leer los sensores es el MO SM130-700 (Anexo II).

El acelerómetro diseñado debe tener una frecuencia natural que permita su uso en aplicaciones aeronáuticas. Derkevorkian et al. [212] midieron frecuencias naturales de 2,4; 14,68; 41,09 y 80,53 Hz en un ala de aluminio y Bertucci et al. [213] consideraron una frecuencia máxima de 100 Hz para la caracterización dinámica de los mandos de vuelo primarios de un helicóptero. Por ello, se considera como objetivo una frecuencia máxima alrededor de 200 Hz. El dispositivo debe estar ligeramente amortiguado y ser suficientemente rígido para aguantar su uso práctico y reducir su sensibilidad transversal. También tiene que permitir la conexión de la fibra en ambos extremos para poder ser multiplexado en la misma línea con otros sensores. La longitud del sensor debe ser lo suficiente como para alojar cómodamente en su interior una red de Bragg de 10 mm. La anchura del cilindro debe ser tan grande como sea posible por estabilidad del sensor y para reducir de su sensibilidad transversal (incremento de la rigidez transversal). Sin embargo si se toma demasiado grande, el sensor se vuelve muy voluminoso y pesado. Como solución de compromiso se elige un cilindro de 25 mm de largo y 20 mm de diámetro.

El cuerpo del sensor se modeliza en CATIA V5 [214] y se exporta en formato *stl* a las máquinas de fabricación. El método *Selective Laser Sintering* (SLS) se elige como proceso de AM gracias a su rapidez, mayor funcionalidad de las fabricaciones y falta de curado adicional. El SLS usa un láser para fundir cada capa sobre la superficie de fabricación, consistente en una cama de polvo de material precalentado hasta un punto cercano a su temperatura de fusión. Se utiliza una máquina 3D SYSTEMS Sinterstation HiQ SLS [144] con material de poliamida Duraform PA®. El cuerpo del acelerómetro consiste en un cilindro de pared de rejilla hexagonal. La fibra óptica (FO) se ruta por su interior, se pretensa y se pega en ambos extremos. La masa inercial se fabrica en una máquina RENISHAW MTS AM250 en Ti6Al4V y se fija a la cabeza del sensor. El peso total

(incluyendo cuerpo y masa inercial) es de 9,19 gramos. Gracias a su bajo peso y dimensiones es posible su despliegue en grandes cantidades. De esta forma se puede aumentar la resolución espacial para estimar el cambio en las propiedades modales o la detección de impactos o cargas repentinas.

Con relación al coeficiente de amortiguamiento, Faustini et al. [215] estudiaron la poliamida y la caracterizaron mediante una relación de amortiguamiento de 0,014. Taillon et al. [216] obtuvieron relaciones de amortiguamiento inferiores a 0,05 en estructuras de celosía metálicas. Mita et al. [217,218] desarrollaron dos acelerómetros con relaciones de amortiguamiento de 0,025 y 0,028 basados en voladizos metálicos con forma de L con la fibra óptica actuando como sensor y elemento flexible. De acuerdo con las fuentes consultadas y las propiedades del acelerómetro propuesto (estructura de celosía fabricada en poliamida), se espera un coeficiente de amortiguamiento de aproximadamente 0,02 en el acelerómetro propuesto.

5.3. Simulaciones numéricas

El cuerpo del sensor modelizado como superficies se importa a PATRAN-NASTRAN [219] en formato *igs*. La malla se crea a través de 55550 elementos de tipo *cquad* (Figura 5-2). La fibra se modeliza como una *char* empotrada en la base y unida rígidamente a la parte superior. Como condiciones de contorno, la base completa se establece como empotrada. La masa se simula como puntual aplicada en el punto central del cilindro superior usando elementos de tipo RBE2 (*Rigid Body Element*, de tipo 2). NASTRAN se utiliza como procesador FEM.

Las propiedades de los materiales usados en el modelo fueron las siguientes: módulo elástico de la poliamida Duraform PA® de 1,59 GPa, módulo de Poisson de 0,35 y densidad de 1 g/cm³ [145]. En el caso de la fibra óptica, módulo elástico de 65 GPa [220] y coeficiente de Poisson de 0,3. La masa inerte se pesa mediante una báscula de precisión con resultado 6,59 gramos.

A continuación, se resuelve el modelo de elementos finitos para calcular la forma y las frecuencias de los primeros tres modos de vibración. Las frecuencias naturales obtenidas del análisis fueron 137, 138 y 708 Hz. La primera y la segunda se corresponden con modos de flexión en direcciones perpendiculares y el tercero es un modo axial (Figura 5-3).

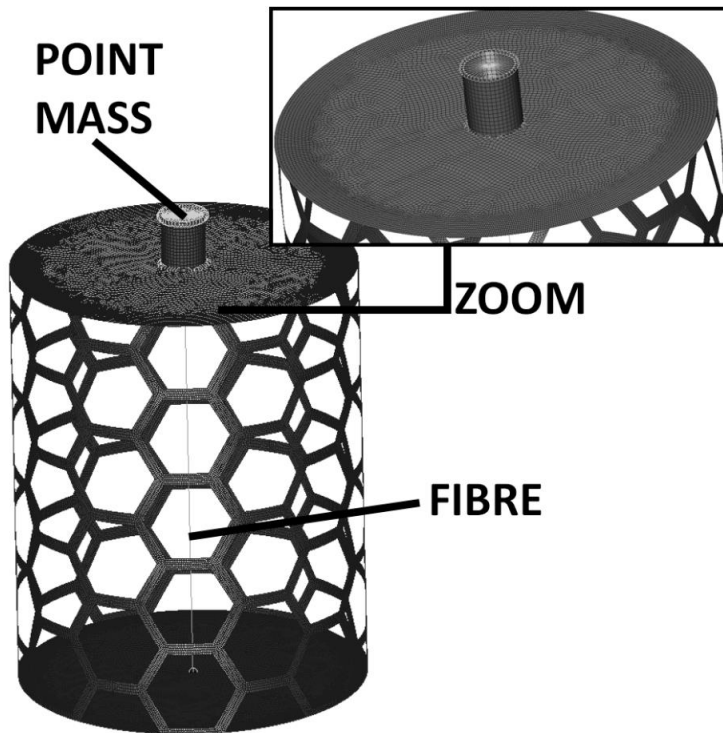


Figura 5-2. Mallado y ampliación del modelo de superficies del acelerómetro importado en PATRAN-NASTRAN. La masa puntual se aplica en el cilindro superior. La fibra se modeliza como un elemento *chbar* uniendo la base a la parte superior.

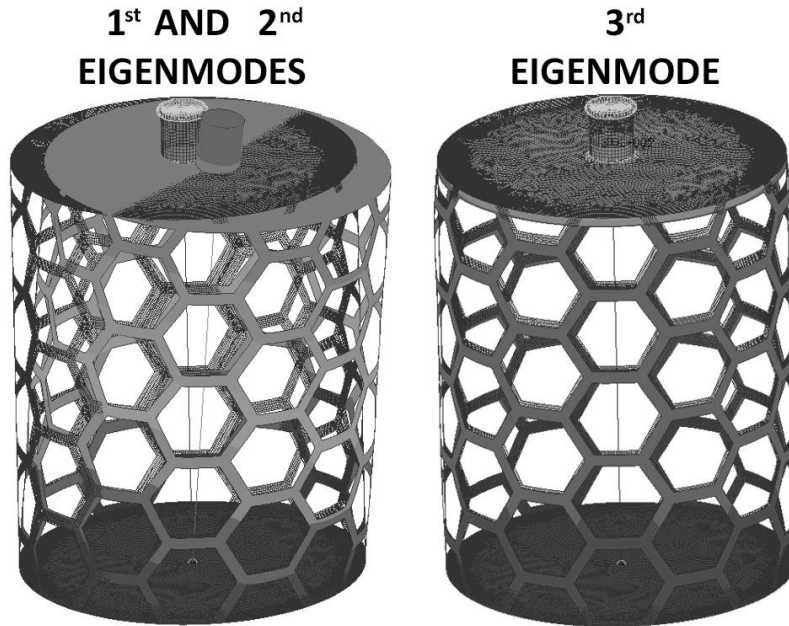


Figura 5-3. Modos del modelo FEM: El primer y segundo son análogos, pero en direcciones perpendiculares, el tercero es un modo puramente axial.

El modelo se somete entonces a una serie de cargas dinámicas para comparar los datos teóricos con los experimentales. Una aceleración de 1 g de amplitud se aplica en la base del sensor en pasos de 10 Hz, desde 10 a 800 Hz. La deformación en la fibra se obtiene como salida por medio de la solución 108 de NASTRAN (*Direct Frequency Response Analysis*). La sensibilidad en pm/g se calcula a través de la deformación usando la Ecuación 5-4, usando un valor de P igual a 0,19 basado en trabajos previos en CATEC [221]. Este valor puede encontrarse en la literatura en un rango entre 0,15 y 0,22 [42,186,189], dependiendo de la fibra y configuración. Los resultados se presentan en la Sección 5.4.

5.4. Ensayos y resultados de caracterización

El esquema de la configuración puede verse en la Figura 5-4. El acelerómetro se instaló en un soporte fabricado mediante FDM en plástico ABS (*Acrylonitrile butadiene styrene*). La fibra óptica se fijó a la pared de la cámara de ensayos aproximadamente a un metro de longitud del sensor, a partir de ahí atraviesa el pasamuros y se conecta al interrogador. Junto al sensor de fibra se coloca un acelerómetro mono axial PCB PIEZOTRONICS modelo 352C34 como referencia. Este sensor comercial tiene una sensibilidad de 100 mV/g, puede medir hasta ± 50 g con una frecuencia de resonancia superior a 50 kHz. El sensor piezoeléctrico se lee desde un sistema LMS Scada SCR 05 (Anexo II) a una frecuencia de 1000 Hz. El mismo sistema se usa para generar una onda senoidal que alimenta un excitador de tipo THE MODAL SHOP 2025E (Anexo II). Este permite aplicar fuerzas hasta 58 N y tiene una frecuencia de resonancia superior a 6000 Hz.

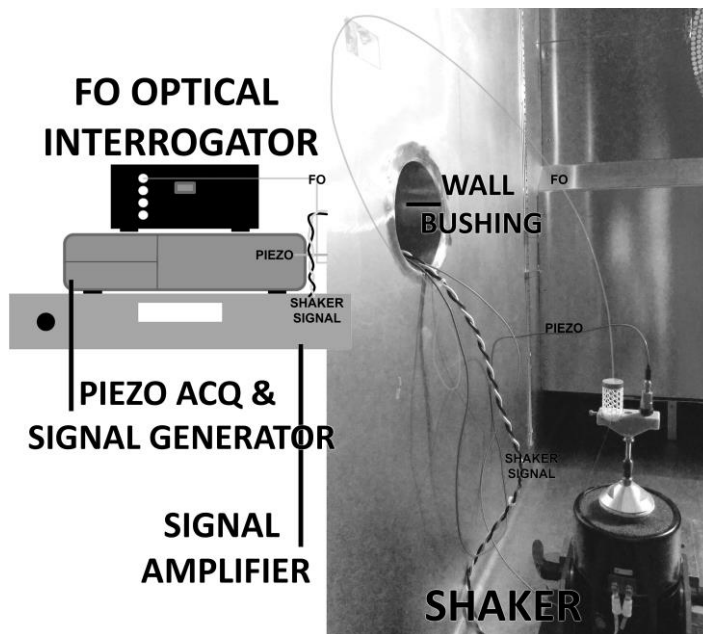


Figura 5-4. Configuración del acelerómetro de fibra en los ensayos de caracterización: soporte con el sensor piezoeléctrico, Interrogador, sistema de adquisición del piezoeléctrico y generador de señal, amplificador y excitador.

Para los ensayos de caracterización se realizan 20 pruebas a las siguientes frecuencias: 10 Hz y desde 25 a 475 Hz en pasos de 25 Hz. La más alta se debe a la limitación del equipo MOSM130-700. A cada frecuencia, el excitador provee 10 segundos de excitación senoidal con una intensidad de 0,5; 1; 2; 3 y 4 g. La señal para cada paso de intensidad y frecuencia es entonces acondicionada y filtrada mediante un filtro *Chebyshev* de tercer orden y paso alto con una frecuencia de corte de 5 Hz y con otro de paso bajo con una frecuencia de corte de 495 Hz. A continuación se usa la transformada rápida de Fourier para convertir la señal al dominio de la frecuencia. Para cada prueba, se calcula como la relación entre la señal del acelerómetro de fibra (salida) y la del piezoeléctrico (entrada). Las amplitudes en longitud de onda registradas para 10, 25, 75, 100, 200, 300 y 475 Hz a todas las aceleraciones se muestran en la Figura 5-5. El acelerómetro FBG se comporta linealmente a todas las frecuencias ensayadas con coeficientes de regresión de 0,99.

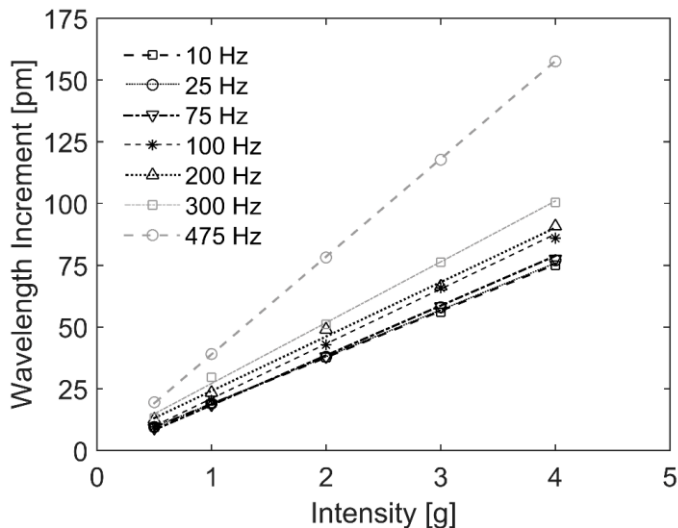


Figura 5-5. Las amplitudes de longitud de onda del acelerómetro FBG frente a la aceleración a diferentes frecuencias. Comportamiento lineal del sensor para 10, 25, 75, 100, 200, 300 y 475 Hz en 0,5; 1; 2; 3 y 4 g. Los valores procedentes de ensayos en círculos y las líneas de regresión con diferentes formatos.

La Figura 5-6 muestra la sensibilidad como la pendiente de las curvas anteriores para cada frecuencia. Se presentan, además de los resultados experimentales, los obtenidos mediante el análisis numérico del modelo de elementos finitos. Los resultados numéricos presentan el comportamiento ideal de un sistema de un grado de libertad. En la Figura 5-6 (a) puede verse que la sensibilidad medida a bajas frecuencias presenta un valor de 19,29 pm/g, incrementándose gradualmente hasta 34,45 pm/g a 475 Hz. Los datos experimentales se ajustan bastante bien sobre la curva de los resultados numéricos, únicamente con pequeñas desviaciones menores a 2,4 pm/g alrededor de 150 Hz, probablemente debido a las primeras dos frecuencias de resonancia de flexión del sistema (136 y 137 Hz). Por lo tanto, se debe incrementar la rigidez transversal para reducir este efecto. En el sensor propuesto, se podría mitigar mediante la instalación de un cilindro exterior de diámetro ligeramente superior o instalando barras laterales. La máxima desviación absoluta se registra en 475 Hz con un valor de 4,51 pm/g. El análisis estadístico de los datos presentados en la Figura 5-6 (a) devuelve una media (μ) y desviación típica (σ) de 23,52 y 5,36 pm/g, respectivamente. Las sensibilidades obtenidas en todos los ensayos se encuentran comprendidas en la región definida por $\mu \pm 2\sigma$.

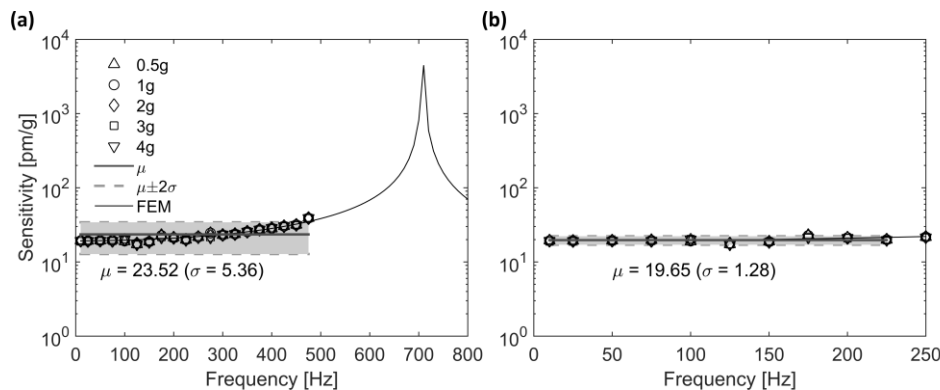


Figura 5-6. Sensibilidad en pm/g obtenidas de los ensayos experimentales (marcadores) y las simulaciones (línea delgada) junto a media (línea gruesa) para el acelerómetro FBG de bajo peso: (a) 0-800 Hz y (b) 0-236 Hz (respuesta lineal). El área gris delimita la zona de dos veces la desviación típica.

Los acelerómetros se utilizan en su zona lineal, comúnmente aceptada como un

tercio de su frecuencia de resonancia. El sensor desarrollado presenta una región utilizable de 236 Hz (región lineal), en la cual la sensibilidad media es 19,65 y la desviación típica de 1,3 pm/g (Figura 5-6 (b)). Las medidas obtenidas de todos los ensayos en la región lineal se encuentran en el interior del área definida por la media y dos veces la desviación típica.

Las incertidumbres en este proceso de calibración pueden ser debidas a: (i) repetibilidad y estabilidad del equipamiento de medida (1 y 2 pm, respectivamente); (ii) variabilidad de las propiedades finales del cuerpo del acelerómetro debidas a la calidad del polvo y los parámetros en la fabricación; (iii) repetibilidad y estabilidad del excitador, amplificador, generador de señal y acelerómetro de referencia y (iv) propiedades dinámicas de los herrajes auxiliares utilizados para soportar los acelerómetros.

5.5. Ensayos y resultados sobre una estructura

Una vez que el sensor ha sido caracterizado, obteniendo una frecuencia de resonancia de 708 Hz y una sensibilidad de 19,65 pm/g, se usa en un caso real. El acelerómetro se instala en un semiala empotrada procedente de un avión no tripulado (UAS-*Unmanned Aerial System*) para medir sus frecuencias naturales. Este elemento se fabrica mediante un núcleo de espuma, una capa de GFRP (*Glass Fiber Reinforced Plastic*), distintos refuerzos y dos capas adicionales de CFRP. Más detalles sobre esta ala pueden verse en la Sección 6.2.

Cinco sensores FBG (MO OS1200 [222]) se instalan para medir deformación entre las capas de GFRP y CFRP (embebidos), en las localizaciones mostradas en la Figura 6-12. Estos sensores se denominan FBG1 a FBG5.

El acelerómetro de fibra óptica se sitúa en el ala a través de un soporte atornillado de FDM, hecho de plástico ABS. Para comparar, se añaden al soporte el mismo acelerómetro piezoeléctrico usado en los ensayos de caracterización junto con tres acelerómetros triaxiales de bajo coste de tipo MEMS. Dos de estos son *ANALOG DEVICES* ADXL335. Estos devuelven la aceleración en formato analógico desde -3 a 3 g en el rango de 0,5 a 1600 Hz en sus direcciones X e Y, y de 0,5 Hz a 550 Hz para el eje Z. La sensibilidad nominal es 300 mV/g en todos los ejes. El tercer acelerómetro es un modelo ADXL 345 del mismo fabricante. Permite obtener datos en formato digital desde -16 a 16 g con una sensibilidad de 32 LSB/g,

detectando frecuencias máximas de 3200 Hz. Todos los sensores instalados sobre el ala y preparados para el ensayo pueden verse en la Figura 5-7.

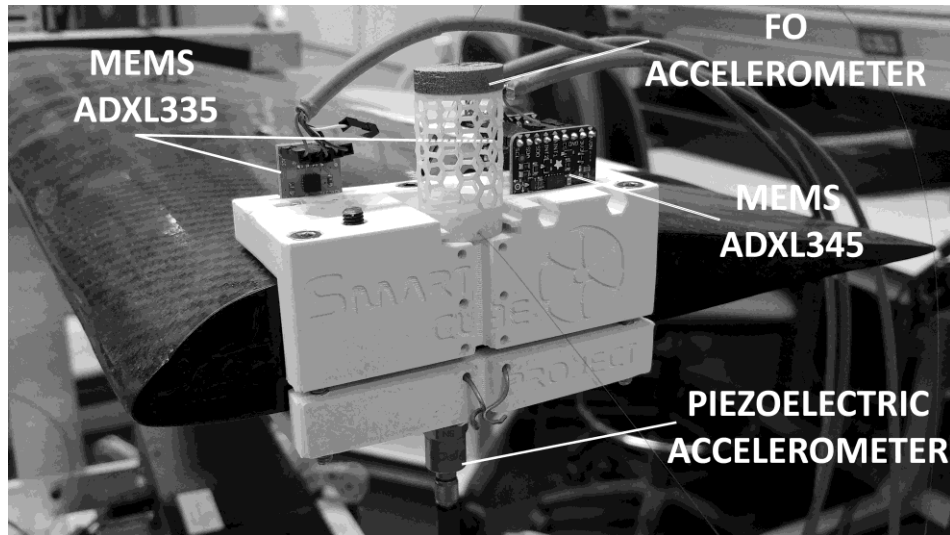


Figura 5-7. Todos los acelerómetros preparados para el ensayo sobre el ala: de fibra, piezoeléctrico, dos MEMS ADXL335 y uno ADXL345.

Los datos de los sensores MEMS se adquirieron a través de una rutina específica desarrollada en ARDUINO Due [223]. Solamente se lee y analiza la respuesta en la dirección perpendicular al ala en los sensores triaxiales (el eje Y en todos los casos). Debido a las propiedades del sistema de adquisición, la máxima frecuencia de muestreo para estos sensores está limitada a 400 Hz. El acelerómetro de fibra óptica y los sensores embebidos se adquieren a la máxima frecuencia del sistema: 1000 Hz. Los datos del piezoeléctrico se adquieren también a esta velocidad por coherencia en el análisis.

Se llevan a cabo tres campañas de ensayos mediante impactos con un martillo instrumentado. En cada campaña, se consideran respuestas estructurales para 5 golpes. Un martillo modelo 086C04 de PCB PIEZOTRONICS se usa en todas las pruebas. Primero, los impactos se aplican a 240 mm de la raíz del ala. Después, casi en el centro, a 500 mm. Finalmente, los impactos se realizan cerca de la punta, a

780 mm de la raíz. Se usa una punta dura de metal para inducir respuesta en el sistema a alta frecuencia.

Como primer paso en el post-proceso, la respuesta obtenida con los sensores piezoeléctricos (acelerómetro y martillo) y los de fibra óptica se deciman hasta 400 Hz para adaptarlos a la frecuencia de los MEMS. A continuación, se usa un algoritmo FFT para convertir los datos al dominio de la frecuencia. Luego, se obtiene la función de respuesta en frecuencia (FRF) a partir de la señal del martillo (entrada) y la respuesta de cada sensor (salida) promediado sobre los cinco golpes.

Se usa la coherencia para medir la calidad de los ensayos. Las medidas son aceptables si la coherencia está cerca de 1 en el rango de interés. La coherencia se calcula según la Ecuación 5-5:

$$Coherencia(f) = \frac{\sum_{test=1}^5 (abs(S(f) \cdot H^*(f)))^2}{\sum_{test=1}^5 abs(H(f))^2 \cdot \sum_{test=1}^5 abs(S(f))^2} \quad (5-5)$$

donde $S(f)$ es la señal FFT del sensor evaluado (salida) y $H(f)$ es la FFT del martillo (entrada). El asterisco indica conjugado.

La información de deformación procedente del sensor de fibra embebido necesita ser transformada a aceleraciones para poder ser comparada con las medidas de aceleración. Para ello, la deformación en microdeformaciones se multiplica primero por la longitud del sensor. Después por la frecuencia, y finalmente se deriva numéricamente para obtener la aceleración.

En las Figuras 5-8 a 5-10 se puede ver la función de respuesta en frecuencia (FRF) y la coherencia para todos los acelerómetros y sensores de deformación, respectivamente, en cada campaña de ensayos. En los ensayos en donde se impacta en la raíz (Figura 5-8), todos los sensores excepto FBG4 y FBG5, muestran claramente tres picos a 10,25; 23,25 y 115,8 Hz. Se mide una intensidad máxima de aproximadamente 20 m/s²/N por el acelerómetro en el tercero de estos picos, seguido del piezoeléctrico con 15 m/s²/N y del MEMS digital con 10 m/s²/N. Los MEMS analógicos y los sensores de deformación de FO detectan intensidades de aproximadamente 2,5 y 1 m/s²/N, respectivamente. Las diferencias entre los valores medidos pueden ser debidas a que los sensores no se encuentran posicionados exactamente en el mismo sitio. La coherencia obtenida con el sensor piezoeléctrico

es mayor que 0,95 en el intervalo completo de frecuencias. En el acelerómetro de FO se mantiene alrededor de 0,75 con un mínimo de 0,4 a 68 Hz. Los MEMS presentan valores de coherencia inferiores, pero con una zona de 0,9 entre 25 y 130 Hz. El resto de los sensores muestran un comportamiento irregular con valores entre 0,2 y 0,85.

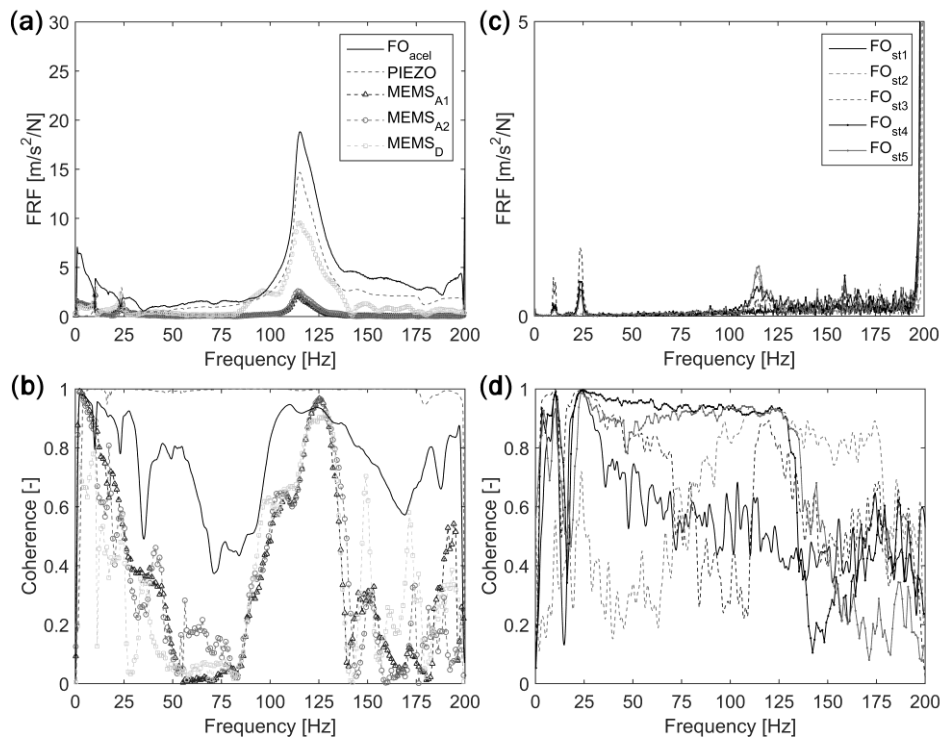


Figura 5-8. Función de respuesta en frecuencia (FRF) y coherencia de los ensayos de impacto sobre la raíz del ala: (a) FRF para el acelerómetro de fibra, piezoeléctrico y MEMS, (b) Coherencia para acelerómetros en (a), (c) FRF para sensores de fibra embebidos en el ala y (d) Coherencia de los sensores embebidos.

La Figura 5-9 muestra los resultados para los impactos llevados a cabo sobre la zona central del ala. Se detectan las mismas tres frecuencias que en el caso anterior. La relación de intensidades entre los sensores es aproximadamente la misma,

obteniendo de nuevo el acelerómetro de fibra los mayores valores. La coherencia obtenida con el acelerómetro piezoelectrico es casi 1 en todo el intervalo de frecuencias, excepto en la zona de 175 Hz (probablemente por el efecto de los modos de flexión), donde desciende hasta 0,8. El acelerómetro de fibra muestra un valle a 0,4 alrededor de 50 Hz y desde 125 Hz baja hasta valores de 0,1. Los MEMS se muestran irregulares en todas las frecuencias. Los sensores de deformación 4 y 5 se comportan como el acelerómetro de fibra. Los sensores de deformación 1, 2 y 3 presentan valores de coherencia inferiores al 4 y 5 en todas las frecuencias.

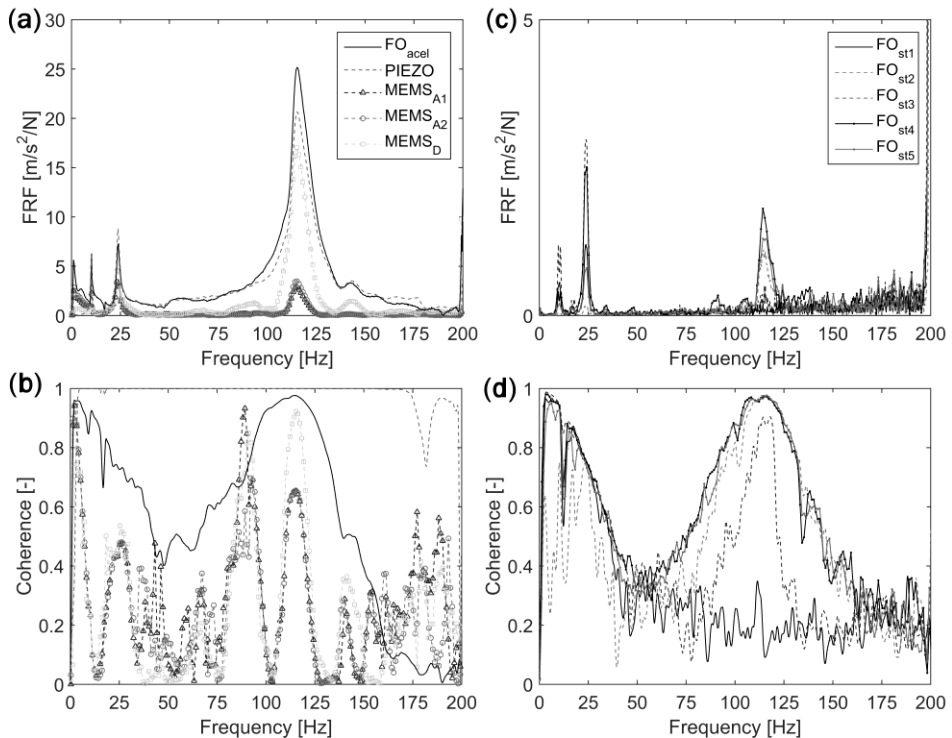


Figura 5-9. Función de respuesta en frecuencia (FRF) y coherencia de los ensayos de impacto sobre la zona central del ala: (a) FRF para el acelerómetro de fibra, piezoelectrico y MEMS, (b) Coherencia para acelerómetros en (a), (c) FRF para sensores de fibra embebidos en el ala y (d) Coherencia de los sensores embebidos.

La Figura 5-10 muestra los resultados de la campaña de ensayos en la cual se impacta en la punta del ala. El pico a 115 Hz no se detecta en esta campaña por ninguno de los sensores. Los otros dos picos alrededor de 10 y 23 Hz se detectan claramente. Las intensidades de los sensores de deformación son mayores en este caso, con valores de hasta 7 m/s²/N. El sensor piezoeléctrico presenta de nuevo los valores más altos de coherencia en el intervalo completo de frecuencias. El acelerómetro de fibra presenta valores aceptables por encima de 0,8. Los MEMS se muestran muy inestables con resultados de coherencia entre valores casi 0 hasta 0,8. Los sensores de deformación tienen resultados buenos hasta 60 Hz, donde caen hasta un valor de 0,8.

Cabe indicar que investigaciones posteriores determinaron que durante este ensayo la bancada que sujetaba el ala no se comportó adecuadamente, por lo que las frecuencias obtenidas no corresponden a parámetros estructurales del ala. Sin embargo, este problema no afecta a la comparación de los registros adquiridos por los diferentes sensores, por lo que las conclusiones alcanzadas son válidas.

Se pueden resumir los ensayos realizados diciendo que los valores más altos de la función de coherencia fueron obtenidos por el sensor piezoeléctrico con valores muy cercanos a 1 en todos los ensayos. Con el acelerómetro de fibra se obtuvieron coherencias sobre 0,8 en 0-25 Hz y 90-130 Hz en todas las campañas. Por ello, se puede concluir que el sensor desarrollado presenta buenas capacidades. Los sensores de deformación FBG4 y FBG5 presentan una buena respuesta en frecuencia en el mismo rango del acelerómetro de fibra. Sin embargo, los otros tres se comportan peor, con valores de la función de coherencia por debajo de 0,8. Los MEMS obtienen los peores resultados comportándose de forma muy irregular en todos los ensayos. Esto puede ser debido al sistema casero de adquisición desarrollado a través de un ARDUINO Due [223], y hay que tener también en cuenta su bajo coste.

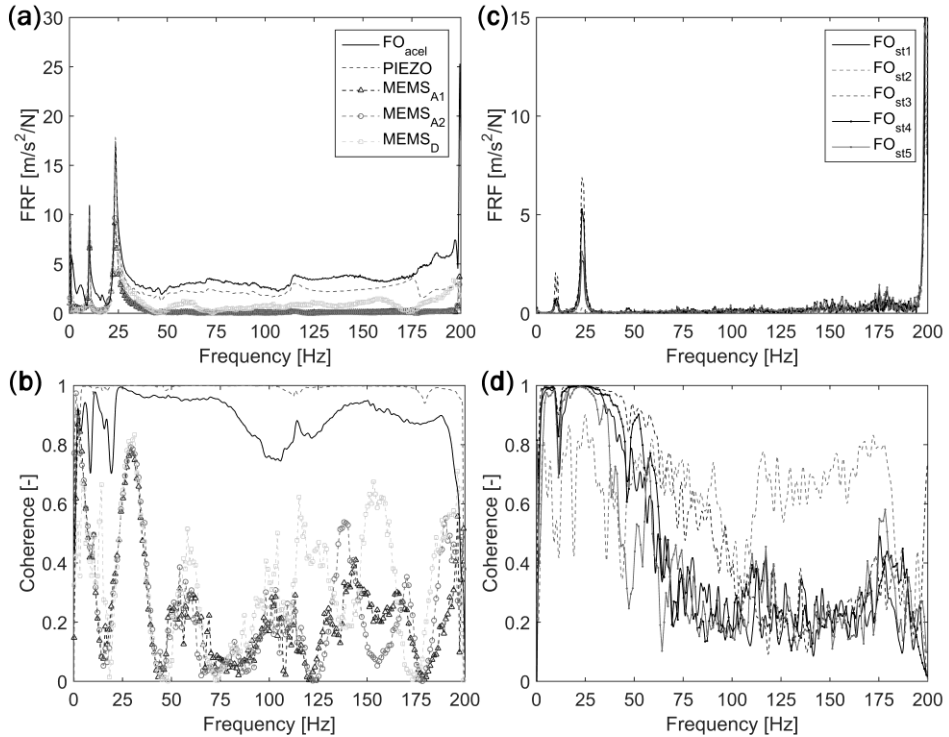


Figura 5-10. Función de respuesta en frecuencia (FRF) y coherencia de los ensayos de impacto sobre la punta del ala: (a) FRF para el acelerómetro de fibra, piezoeléctrico y MEMS, (b) Coherencia para acelerómetros en (a), (c) FRF para sensores de fibra embebidos en el ala y (d) Coherencia de los sensores embebidos.

5.6. Discusión

El sensor desarrollado en esta Tesis ha demostrado un comportamiento análogo al del acelerómetro piezoeléctrico, midiendo aceleraciones similares en ensayos reales. La respuesta medida fue mejor tanto en sensibilidad como en coherencia que la de los MEMS y los sensores de deformación FBG embebidos en la estructura.

El sensor desarrollado posee ventajas como bajo peso (9,19 gramos), poco volumen (20 mm de diámetro y 30 mm de longitud), buena sensibilidad (19,65 pm/g) y

frecuencia natural de 708 Hz, más alta que el rango normalmente requerido en este tipo de aplicaciones. Permite medir frecuencias de hasta 236 Hz . Las características lineales se muestran muy aceptables, con coeficientes de regresión mayores a 0,99. Además, el sensor desarrollado podría tener un precio competitivo para producción de pequeñas cantidades de unidades. Aproximadamente, el precio podría encontrarse alrededor de 70 €, siendo las redes de Bragg la parte más cara con precios alrededor de 50 €.

6. DEMOSTRADORES TECNOLÓGICOS

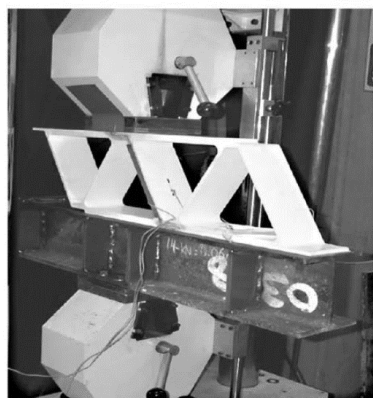
A continuación se ponen en práctica los conocimientos adquiridos durante las campañas de ensayos a nivel probeta en estructuras reales de la industria aeronáutica. Este capítulo se encuentra enfocado hacia los objetivos 3, 4 y 5 del presente trabajo: la realización de demostradores tecnológicos que permitan explotar las capacidades de los sensores de fibra, la implementación industrial de las tecnologías de fibra óptica y por último la elevación del nivel de disponibilidad tecnológico (TRL) [121].

Tras el estudio del estado del arte, en la Sección 6.2 se describe el proceso de fabricación y la metodología para la instrumentación del ala de un UAS de CFRP/GFRP. Se trata de un estudio en el que se explica tanto el posicionamiento de los sensores como la fabricación y el diseño, implementación y prueba de algoritmos de monitorización. Después, se instrumenta en ambiente industrial un elemento de CFRP de gran tamaño en la Sección 6.3. Se aplica la tecnología de sensores de Bragg instalados en la superficie (encolados) para la monitorización de ensayos de presurización de la cabina de un avión de tamaño medio.

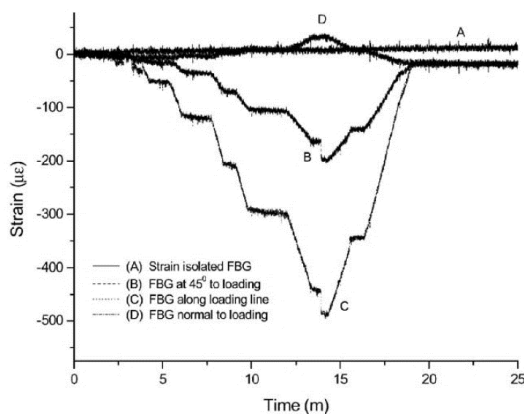
6.1. Estado del arte

Algunos autores comienzan con la caracterización de los sensores en sus investigaciones [224,225], mientras otros proceden a describir su trabajo directamente sobre estructuras reales [212,226–231]. En la literatura existen algunos ejemplos de aplicaciones de monitorización y SHM mediante fibra óptica tanto a nivel de laboratorio como instalados en estructuras en servicio sobre todo en el ámbito de la energía eólica y la ingeniería civil. A continuación, se resume el trabajo de algunos de estos investigadores.

Gebremichael et al. [225] monitorizaron con fibra óptica un puente en Oxfordshire (Reino Unido) de 10 m de longitud y 6,8 m de ancho reforzado con fibra de vidrio. Los refuerzos se fabricaron mediante extrusión en forma de celosía. Primero, realizaron ensayos de caracterización sobre probetas de 20 cm de largo y 5 cm de ancho en las que instalaron dos fibras ópticas en dirección longitudinal y una galga extensiométrica. A continuación, realizaron pruebas en laboratorio sobre una de las secciones del puente. El objetivo de las mismas era asegurar la precisión, repetibilidad, estabilidad a largo plazo y los métodos de protección de la fibra. En estos ensayos utilizaron 4 FBGs: 3 colocadas en forma de roseta y una para la compensación térmica. La configuración puede verse en la Figura 6-1 (a), mientras los resultados de una prueba de carga se muestran en Figura 6-1 (b).



(a)



(b)

Figura 6-1. Ensayos en laboratorio realizados por Gebremichael et al. sobre los refuerzos de fibra de vidrio de un puente en Oxfordshire (Reino Unido): a) Configuración y (b) resultados de prueba de carga sobre los 4 sensores instalados. Imagen extraída de [225].

Finalmente, para la monitorización del puente se instalaron 40 sensores en ocho líneas. Se adherieron con cianocrilato tras una preparación de la superficie y la eliminación del recubrimiento de acrilato para mejorar la transferencia de deformaciones. Aunque el objetivo es la monitorización del puente a largo plazo, no especificaron ningún tratamiento automático sobre los datos obtenidos.

Chan et al. [226] monitorizaron el puente colgante de Tsing Ma en China. Instalaron también 40 sensores FBG en diferentes posiciones de la estructura: 6 en los cables, 13 en los apoyos y 21 en diferentes vigas de celosía. El objetivo del estudio era demostrar la viabilidad del uso de fibra óptica para la monitorización de las deformaciones sufridas por el puente ante cargas dinámicas. Algunos de los sensores de fibra se situaron cerca de galgas que sirvieron de referencia en la medición. Obtuvieron unos resultados muy similares entre ambos, aunque no ofrecen valores cuantitativos de las diferencias. Los que están en los apoyos de y en las vigas de celosía se instalaron en el interior de cajas protectoras de plástico ABS (*Acrylonitrile butadiene styrene*) como la que puede verse en la Figura 6-2. Tampoco especificaron ningún tipo de aplicación de algoritmos a los datos registrados.

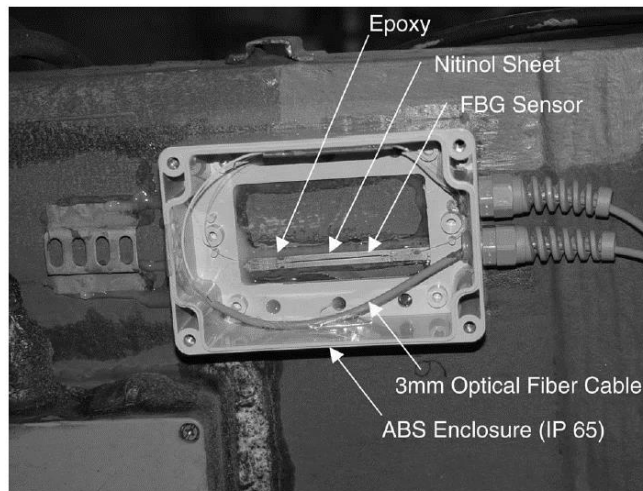


Figura 6-2. Cajas de plástico ABS usadas por Chan et al. para proteger los sensores FBG instalados sobre el puente colgante Tsing Ma en China. Imagen extraída de [226].

Ramly et al. [227] instalaron sensores FBG embebidos en paneles sándwich de un estabilizador vertical y comprobaron la longitud de onda medida por los sensores antes y después de su instalación y curado. Fabricaron 14 especímenes de 300x200x20 mm³ con núcleo de panel de abeja de Nomex entre dos capas de CFRP a ambos lados. Instalaron dos sensores entre las láminas de uno de los lados de cada espécimen. Indicaron que en el 50 % de los casos las fibras sufrieron algún tipo de rotura. El incremento de longitud de onda medido durante el proceso fue menos de 1 nm en todos los casos.

Kim et al. [228] instalaron 10 sensores FBG para deformación y uno para compensación de temperatura en un componente a escala real. Se trata del ala izquierda del JABIRU UL-D con 6 m de longitud. El objetivo de su estudio era comprobar que es viable usar un interrogador de baja velocidad. El equipo utilizado para la lectura de las fibras fue un interrogador de bajo coste (alrededor de 10k \$) y baja velocidad (10 Hz) denominado FIBERPRO INC SFI 700. Los sensores se instalaron adheridos a la superficie en las posiciones indicadas en la Figura 6-3, todos sobre el larguero principal, 5 en el extradós y 5 en el intradós. Aplicaron un único caso de carga puntual de 226,6 N en la punta del ala. Las máximas deformaciones registradas fueron alrededor de 100 $\mu\epsilon$.

En el Dryden *Flight Research Center* de la NASA, Derkevorkian et al. [212] instalaron sensores de fibra en una plancha de Aluminio 6061 T6 empotrada en uno de sus extremos con forma de ala con una flecha de 45°, una envergadura de 1,3 m, una cuerda de 305 mm y un espesor de 4,83 mm. Utilizaron 100 sensores FBG en cada una de 3 líneas de fibra en la parte superior (extradós) situadas a 12,7 mm del borde de ataque y borde de salida y en la mitad de la placa. El objetivo del estudio era la prueba de un nuevo algoritmo de estimación de la deformada en tiempo real que no necesita de un modelo de elementos finitos y no depende directamente de las propiedades físicas de la estructura, a diferencia de los métodos basados en desplazamientos modales. Para verificar los resultados de los modelos utilizaron los desplazamientos obtenidos mediante fotogrametría (DIC) y modelos computacionales.

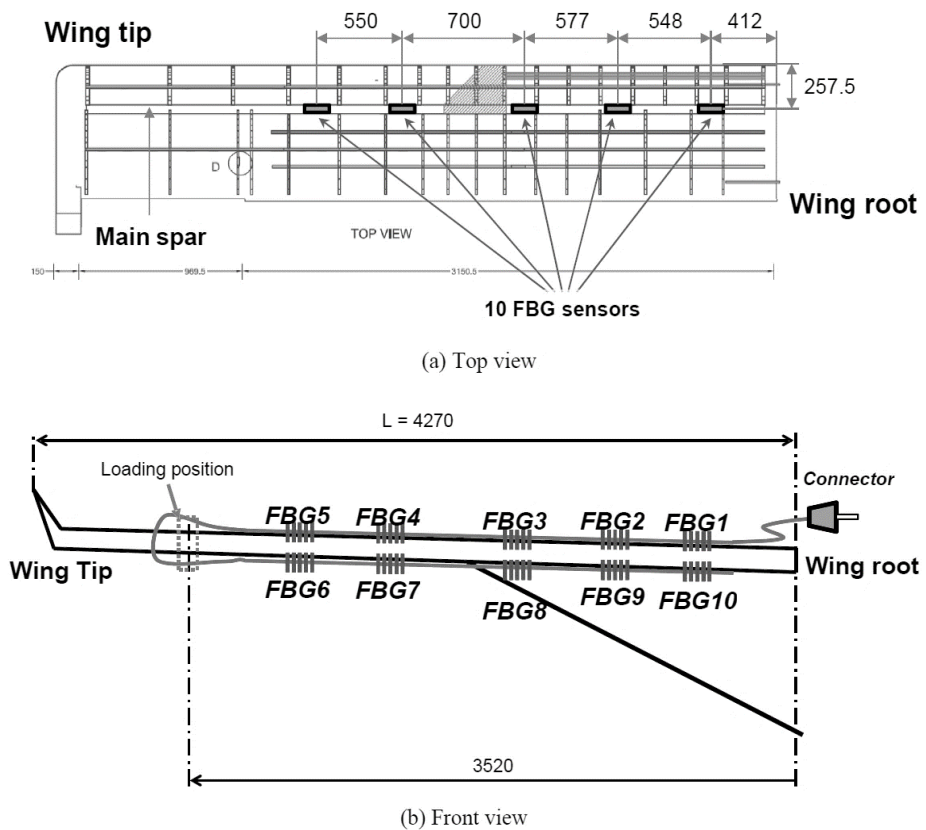


Figura 6-3. Esquema con la posición de instalación de 10 sensores en el ala izquierda del JABIRU UL-D: (a) Vista en planta y (b) Vista frontal. Imagen extraída de [228].

Aplicaron 3 casos de carga distintos. El primero en el borde de ataque a través de 6 puntos de aplicación de la carga, dos con 2,72 kg y cuatro con 1,36 kg. En el segundo introdujeron la carga de forma uniforme en 12 puntos repartidos por el ala con 0,91 kg. En el último transmitieron la carga a través de un único punto en la punta con un valor de 4,98 kg. El espécimen libre de carga y con la carga distribuida uniformemente puede verse en las Figuras 6-4 (a) y (b), respectivamente.

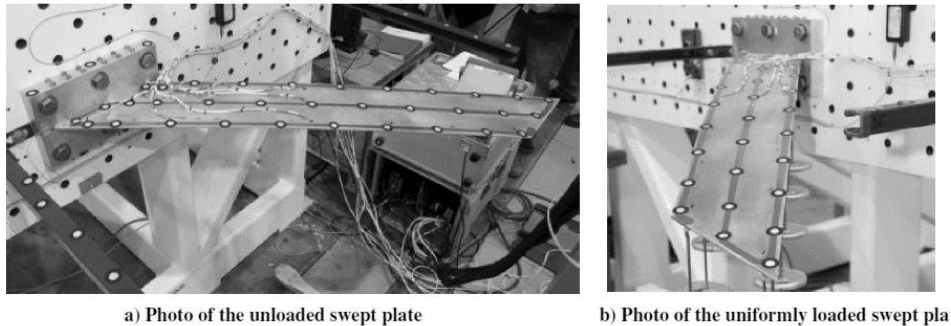


Figura 6-4. Especimen utilizado por Derkevorkian et al. en el NASA Dryden Flight Research Center: (a) Sin carga y (b) con carga aplicada uniformemente. Imagen extraída de [212].

García et al. [229], del grupo de investigación liderado por Joseba Zubia en la Universidad del País Vasco, instalaron sensores FBG junto con sensores de elongación basados en fibra de plástico (POF-*Plastic Optical Fiber*) en una sección de la cola del helicóptero Eurocopter EC135. El POF se midió mediante un sistema ad-hoc basado en un LED a 650 nm y un fotodiodo. Las FBGs se interrogaron a través de un sistema MICRON OPTICS SM130-200. Se aplicaron tres ciclos de carga de 16 s de duración con amplitud 0,25; 0,5 y 0,75 kN a través de un pistón hidráulico en la punta del elemento. Se instalaron en la superficie de la cola: 10 FBGs en dos líneas: 8 de ellas en sentido longitudinal, 1 en sentido trasversal, 1 para compensación de temperatura. También se añadió un sensor de elongación POF. La configuración de los ensayos puede verse en la Figura 6-5. El objetivo del estudio era demostrar que se pueden detectar los ciclos de carga mediante fibra de plástico, y lo consiguieron para las cargas de 0,5 y 0,75 kN.

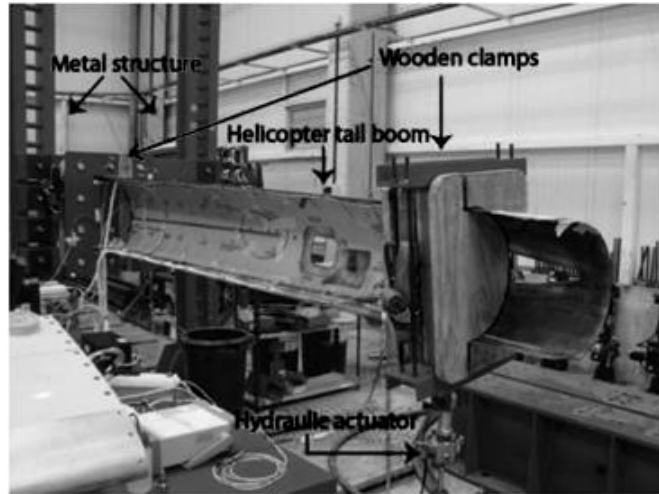


Figura 6-5. Set-up de los ensayos sobre la sección de la cola del helicóptero EUROCOPTER EC135 realizados por García et al. Imagen extraída de [229].

Julián Sierra et al. [230], en el grupo de Alfredo Güemes de la UPM, instrumentaron una barra empotrada y el ala de un UAV con el objetivo de detectar daños mediante algoritmos basados en PCA (*Principal Component Analysis*). La viga empotrada se fabricó en aluminio con una sección rectangular de $40 \times 20 \text{ mm}^2$. Instalaron 4 líneas de fibra con 8 sensores cada una. La posición de los mismos puede verse en la Figura 6-6 (a). Uno de los sensores se reservó para medir temperatura. Como interrogador utilizaron un sistema MICRON OPTICS SM130 con una tasa de adquisición de 100 Hz. Se realizaron 6 campañas de ensayos, cada una con 9 casos de carga y 4 niveles entre 3,25 y 6,25 kg, utilizando los ganchos de la Figura 6-6 (b). Se estudió la estructura intacta, además de después de la introducción de 6 daños diferentes. A continuación, realizaron un estudio análogo sobre el ala de un UAV de 1,5 m de longitud fabricada mediante CFRP, GFRP, espuma de PVC y madera de balsa. Utilizaron de nuevo 32 sensores repartidos en 4 líneas. Los pegaron sobre la superficie, 2 líneas sobre el intradós y otras 2 sobre el extradós. Para leer la información de los sensores utilizaron un interrogador MICRON OPTICS Si 425. Se utilizó un único caso de carga de flexión colgando masas de 3,25; 4,75; 6,25 y 7,25 kg en la punta. Se realizaron 20 campañas de ensayo para el estado sano de la estructura, y 10 tras cada uno de los 6 daños

acumulativos introducidos. Mediante la aplicación de la metodología desarrollada consiguieron demostrar que los pequeños cambios provocados por daños pueden ser detectados y clasificados cualitativamente mediante el uso de las técnicas apropiadas.

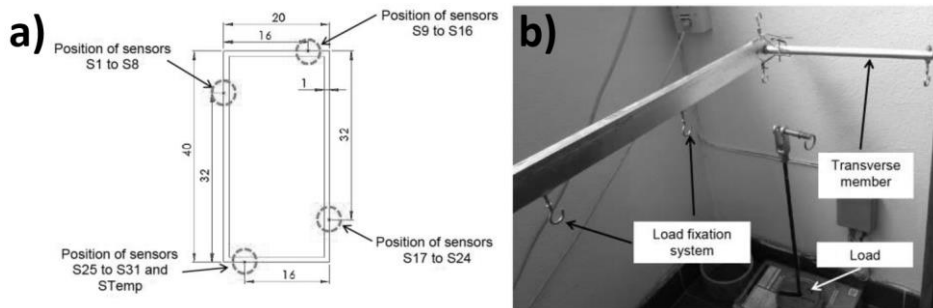


Figura 6-6. Set-up de los ensayos sobre una viga empotrada de Aluminio realizados por Sierra et al.: (a) Localización de los sensores FBG y (b) Vista de la viga y zonas de carga. Imágenes extraídas de [230].

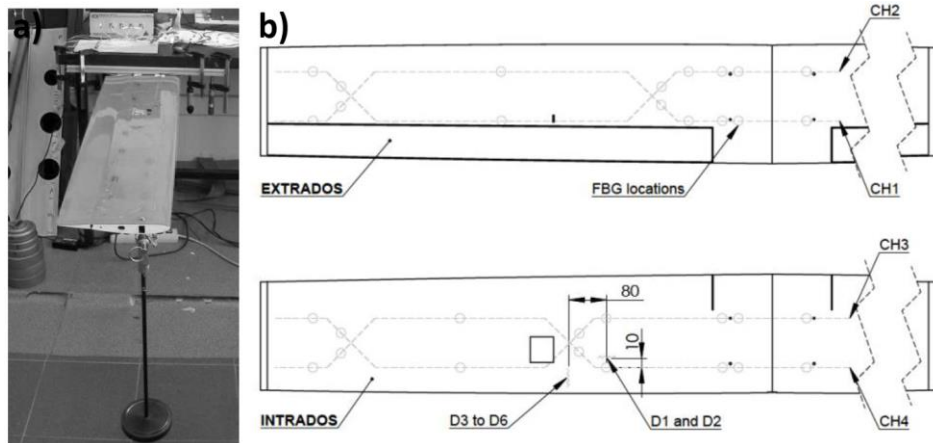


Figura 6-7. Set-up de los ensayos sobre ala de UAV realizados por Sierra et al.: (a) Vista del ala y (b) Localización de los sensores. Imágenes extraídas de [230].

Julián Sierra et al. [231] de nuevo en colaboración con Alfredo Güemes, instalaron FBGs y fibra distribuida durante los ensayos de una pala de aerogenerador de 13,5 metros. Esta actividad, dentro del proyecto “NeWind” financiado por el gobierno español, la realizaron en colaboración con las empresas CENER e INDRA y liderados por el GRUPO ANTOLÍN. Instalaron 24 FBGs en 4 líneas: 2 en el intradós y 2 en el extradós a distancias del 20% de la cuerda desde el borde de ataque y de salida, con los sensores separados 2 m entre ellos. Adicionalmente, se añadieron galgas por toda la pala, muchas de ellas cerca de los sensores de fibra. También instalaron 4 fibras para medir deformación de forma distribuida. La pala se encastró sobre la raíz en posición horizontal (Figura 6-8). Se realizaron 5 ensayos diferentes. Los cuatro primeros hasta el 100 % de la carga última de diseño. En el último se llevó la carga hasta el 130 %. Como el elemento superó esta prueba sin fallar, se introdujeron daños en la pala y se volvió a ensayar. La pala falló finalmente a 186 % de su carga última de diseño. Gracias a que se recogieron datos para la pala sana y dañada, se realizaron estudios de detección de daño basados en PCA y h-NLPCA (*hierarchical Nonlinear Principal Component Analysis*).

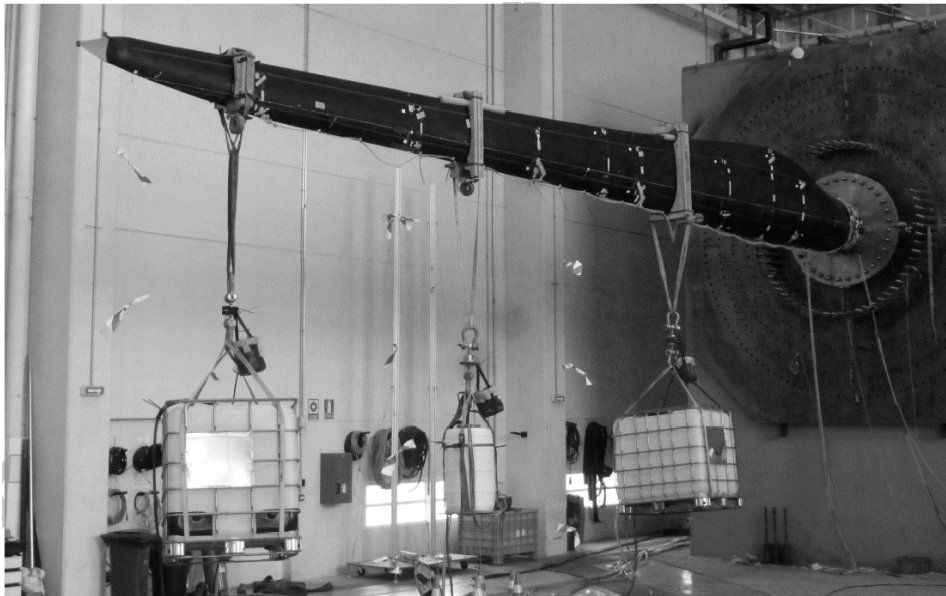


Figura 6-8. Set-up de la pala de aerogenerador ensayada por Sierra et al. Imagen extraída de [231].

Como puede verse en este estado del arte, muchos investigadores se encuentran ya instalando fibra en distintos componentes, en ensayos e incluso en estructuras en servicio en el caso de obra civil. Aunque la cantidad de sensores instalados varía ampliamente, se suelen instalar varias líneas con entre 6 y 8 sensores. Los objetivos de las investigaciones suelen ser: la monitorización de la estructura sin aplicación de tratamiento o algoritmos posteriores, la demostración de la viabilidad y la validez de la fibra óptica para registrar el comportamiento de estructuras reales y/o la prueba de algoritmos de detección o cuantificación de daño.

6.2. Ala de UAS instrumentada con FBGs

Siguiendo los desarrollos indicados en la Sección 6.1, a continuación, se instrumenta el ala de un UAS por medio de 5 FBGs para relacionar las condiciones operacionales con su estado estructural en tiempo real. El estudio incluye la estimación de la deformada, la cuantificación de ciclos de deformación, la implementación de alarmas visuales y sonoras, el despliegue de mecanismos cuando se superan límites preestablecidos y la detección de la resonancia estructural. La localización de los sensores se obtiene de un modelo de elementos finitos teniendo en cuenta las capacidades que quieren implementarse y las limitaciones en la colocación de fibra óptica. El sistema de sensores y las herramientas de procesamiento se usan en ensayos estáticos y dinámicos, mostrando el alto potencial de esta tecnología.

6.2.1. Sistema aéreo no tripulado Locomove

El ala utilizada en este trabajo se ha extraído del UAS comercial Locomove, desarrollado por la división de Aviónica y Sistemas en el centro tecnológico CATEC (Figura 6-9 (a)).

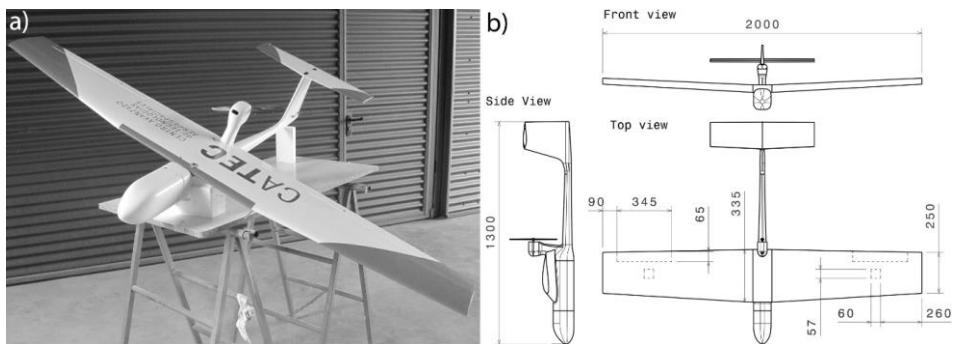


Figura 6-9. UAS locomove desarrollado por la división de Aviónica y Sistemas en CATEC:

a) Vista lateral superior y b) planos con dimensiones desde delante, arriba y el lateral.

Dimensiones en mm.

Las principales características geométricas del Locomove son una longitud de 1300 mm, una envergadura de 2000 mm, una cuerda media de 285 mm (con 335 mm en la raíz y 250 mm en la punta), una flecha de $2,3^\circ$ y un diedro de 2° , una relación entre las cuerdas de la raíz y la punta de 0,75 y máximo espesor del perfil de 45 mm. El ala está equipada con un tubo de pitot-estática, huecos para servos y alerones en ambas alas. Los alerones tienen unas dimensiones de $65 \times 345 \text{ mm}^2$ y están posicionados a 90 mm desde la punta del ala. Los servos se instalan centrados respecto de la cuerda a 260 mm desde la punta, en cajas de $60 \times 57 \text{ mm}^2$. En la Figura 6-9 (b) puede verse un esquema con las dimensiones desde el frontal, el lateral y la parte superior.

La Figura 6-10 muestra los materiales del ala y el proceso de fabricación: (I) se parte de un núcleo de espuma (densidad 10 kg/m^3), que se cubre por medio de dos capas de GFRP tejido con densidad $0,163 \text{ kg/m}^2$; (II) una lámina de 10 mm de CFRP unidireccional se sitúa longitudinalmente sobre el 25 % de la cuerda y la raíz se rigidiza por medio de una capa de CFRP que se extiende 20 mm desde el plano de simetría; (III) a continuación, los sensores FBG se instalan en la superficie y finalmente el ala se cubre con dos capas extra de CFRP ($0,200 \text{ kg/m}^2$ -twill). La estructura se fabrica mediante apilado manual del tipo *wet hand lay-up*. La longitud final del elemento es de 1050 mm.

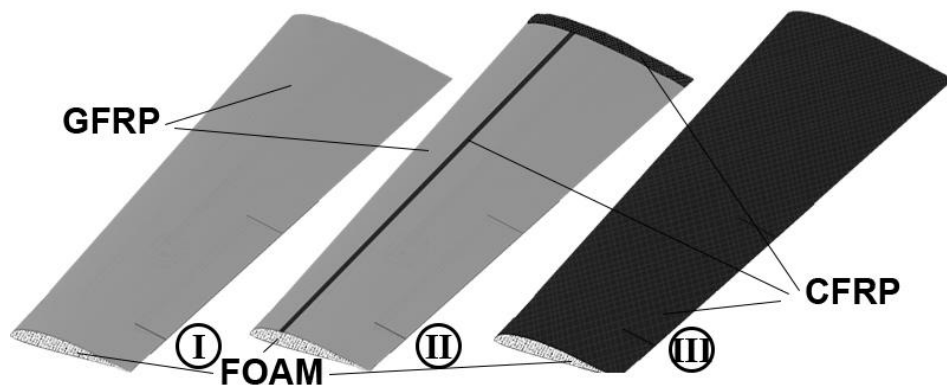


Figura 6-10. Esquemas del ala incluyendo la configuración del material y la fabricación por pasos: (I) núcleo de espuma con dos capas de fibra de vidrio tejida, (II) tira de CFRP unidireccional sobre la envergadura y tejido en el encastre; y (III) se añaden dos capas de CFRP tejido sobre toda la superficie.

6.2.2. Modelo FEM

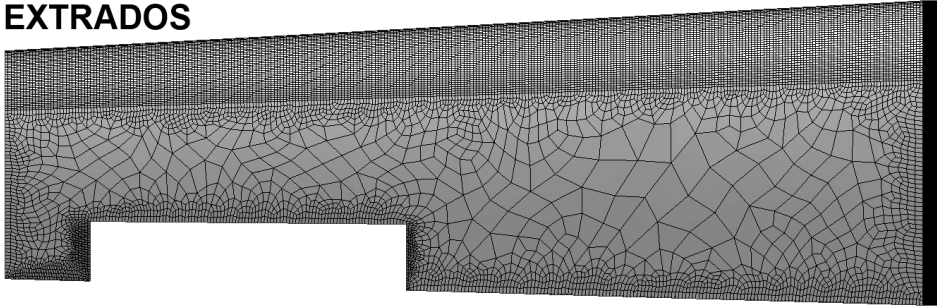
En primer lugar, se usó PATRAN-NASTRAN [219] para estimar las características estáticas y dinámicas del ala. Las propiedades del CFRP, GFRP y la espuma introducidas en el modelo se especifican en la Tabla 6-1. Estos datos se encontraron en la Referencia [232] y en las hojas de datos de los fabricantes [233], y se actualizaron para tener en cuenta el contenido de resina y el proceso de fabricación. La Figura 6-11 muestra la malla en extradós e intradós. Las superficies biparamétricas se mallaron como *Isomesh* con elementos *cquad*, mientras que las superficies no biparamétricas, se mallaron con tipo *paver* y elementos *tria*. Se utilizaron un total de 50072 elementos. Los *cquad* se usaron en la raíz, la punta, el borde de ataque y de salida. El centro se cubrió con elementos *tria*. La malla se refinó en el borde de ataque y en la raíz. Los elementos más pequeños se situaron en la raíz para recoger los fuertes gradientes de deformación provocados por el empostramiento.

El problema estático se resolvió para distintos casos de carga considerando una fuerza puntual situada en la punta, perpendicular al plano medio de la estructura. También se llevó a cabo un análisis modal para obtener los modos y frecuencias naturales del ala. Los resultados obtenidos se discuten en la Sección 6.2.5.

Material	E ₁₁ , E ₂₂ [GPa]	E ₃₃ [GPa]	ν_{12} , ν_{13} , ν_{23} [-]	G ₁₂ , G ₁₃ , G ₂₃ [GPa]	ρ [kg/m ³]
Foam [232]	0,140	0,140	0,32	0,0520	30
GFRP fabric [232]	25	8	0,2	4	1900
CFRP fabric [232,233]	85	10	0,1	5	1600
CFRP UD [232,233] [a]	175	10	0,3	5	1600

Tabla 6-1. Propiedades de la espuma, CFRP y GFRP introducidos en el modelo FEM.

EXTRADOS



INTRADOS

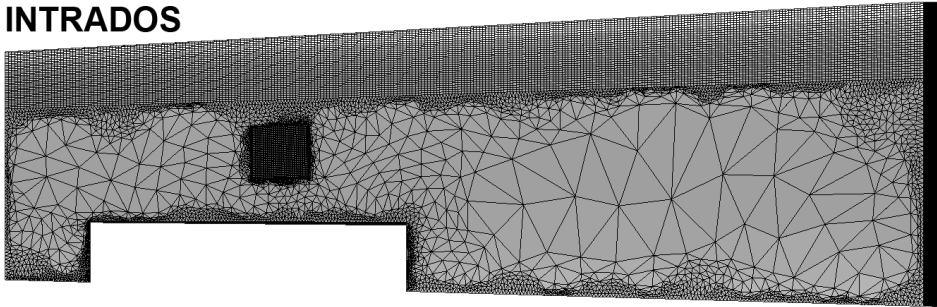


Figura 6-11. Mallado del modelo FEM del ala de UAS (extrados e intrados), mostrando los elementos *tria* en el centro y los *cquad* en el borde de ataque, el de salida, la raíz y la punta (NOTA: la raíz se encuentra muy refinada).

6.2.3. Sistema de monitorización FBG

Integrar FBGs en UAS ofrece muchas ventajas. Durante la fabricación de composites: i) una red de FBGs hace posible chequear y controlar la calidad del curado, relacionado con la temperatura, la presión y el tiempo utilizado [234]; ii) cualquier distorsión durante la fabricación, como deformaciones geométricas o arrugas, puede ser detectada y caracterizada; y iii) el daño producido durante la manipulación puede ser también identificado antes del ensamblaje, reduciendo el tiempo y el coste del control de calidad.

Una vez en servicio, esta tecnología hace más fácil el trabajo de autopilotos, operadores y técnicos de mantenimiento. La monitorización del nivel de deformación es útil para los operadores y autopilotos de UAS para controlar que los límites de seguridad no se sobrepasan durante maniobras u operaciones

agresivas. Los cambios en la geometría del fuselaje y las alas puede ser estimados a través del campo de deformaciones. Distintos mecanismos o útiles pueden ser desplegados ante respuestas estructurales preestablecidas, por ejemplo, un alerón, o un *spoiler* puede ser orientado para reducir la carga sobre la estructura o puede desplegarse un paracaídas o activar un *winglet*. Los operadores de mantenimiento pueden acceder al número y nivel de ciclos de carga, severidad y localización de impactos. Adicionalmente, la monitorización continua permite actualizar modelos numéricos para mejorar los diseños, los cálculos y los procesos de fabricación en futuros modelos.

En este capítulo han sido probadas algunas de las capacidades citadas previamente. Se han instalado FBGs en el ala y se han desarrollado diferentes algoritmos para aprovechar el sistema de monitorización. Los algoritmos se han implementado de una manera simple y computacionalmente rápida para mostrar la agilidad y la robustez del sistema en un elemento aeronáutico en tiempo real. Se han incluido alarmas visuales y sonoras y se han probado las siguientes capacidades: i) un límite de deformaciones para la región próxima al empotramiento, donde se espera el máximo nivel de deformaciones; ii) estimación de la deformada; iii) despliegue automático del alerón; y iv) cuantificación de ciclos de carga. Además, se ha implementado un algoritmo para detectar la resonancia estructural, aunque no en tiempo real.

6.2.4. Ubicación de sensores FBG

La instalación de redes de sensores de forma óptima persigue minimizar el número necesario para alcanzar el objetivo del sistema de monitorización. Distintos investigadores se encuentran trabajando en la colocación óptima de sensores para SHM [235–237].

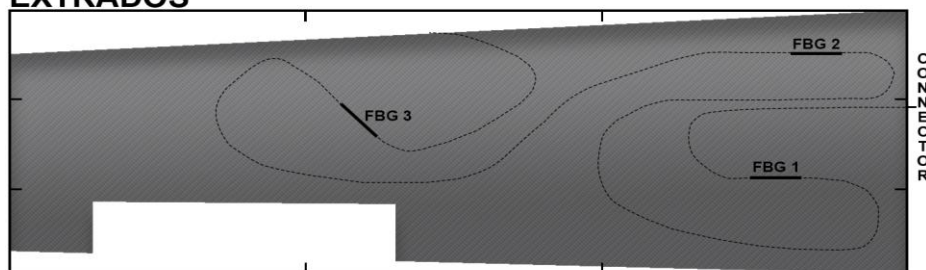
En este trabajo, la posición de instalación de las cinco FBGs disponibles se obtuvo a través de los resultados del modelo de elementos finitos. El perfil del ala es ovalado y ancho en el borde de ataque, y afilado y estrecho en el de salida. A través de los resultados numéricos, se concluyó que tanto la flexión como la torsión contribuyen a la respuesta del ala. Sin embargo, la deflexión se encuentra dominada fundamentalmente por la flexión debido a la relación de aspecto y las propiedades

de la estructura. Adicionalmente, se consideraron los modos de vibración para colocar los sensores en puntos con amplitud modal alta.

Además de los aspectos estructurales citados, la red de sensores tenía 5 m de longitud y fue necesaria su instalación evitando giros cerrados y cruces, salvando el hueco del alerón y del servo, comenzando desde la raíz del ala donde se encontraba el conector al sistema de interrogación. La soldadura no se consideró debido a que fragiliza la fibra y podía haber provocado su rotura.

La posición de los sensores se eligió para medir de forma precisa el campo de deformaciones sobre el ala en extradós e intradós. La Figura 6-12 muestra la disposición final de las FBGs. Tres se colocaron sobre el extradós y dos en el intradós. Todas se instalan en la región entre la raíz y el 66 % de la cuerda para capturar las deformaciones más altas. Cuatro sensores se encuentran alineados con la envergadura y el último se instaló girado 45° para medir los esfuerzos de torsión. La línea de fibra se pegó adoptando un recorrido con curvas suaves, necesarias para alojar el metro de fibra disponible entre cada sensor.

EXTRADOS



INTRADOS

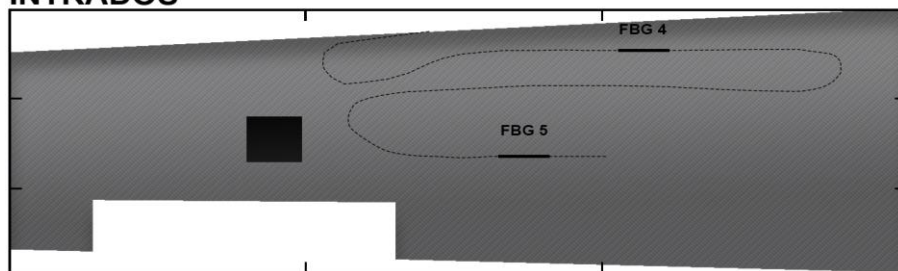


Figura 6-12. Vista del ala desde extradós e intradós. Localización de los sensores en línea oscura continua y rutado de la fibra en línea discontinua.

6.2.5. Ensayos y resultados

El ala se empotró en la raíz por medio de una estructura de perfiles en L de aluminio y tornillos de acero. Se utiliza una máquina ZWICK Z100 (Anexo II) para llevar a cabo ensayos de flexión pura y flexo-torsión. El control se realiza en desplazamientos a una velocidad de 1 mm/min. La carga se aplica por medio de un cable de acero, que se conecta a una mordaza de madera en la punta del ala. Se analizan tres casos de carga: i) carga puntual en el borde de ataque (Caso 1); ii) en el 25% de la cuerda (Caso 2); y iii) en el borde de salida (Caso 3). La magnitud de la fuerza aplicada fue de 70 N. La Figura 6-13 muestra la configuración para estos ensayos. La carga y la deformación se adquieren a 1000 Hz.

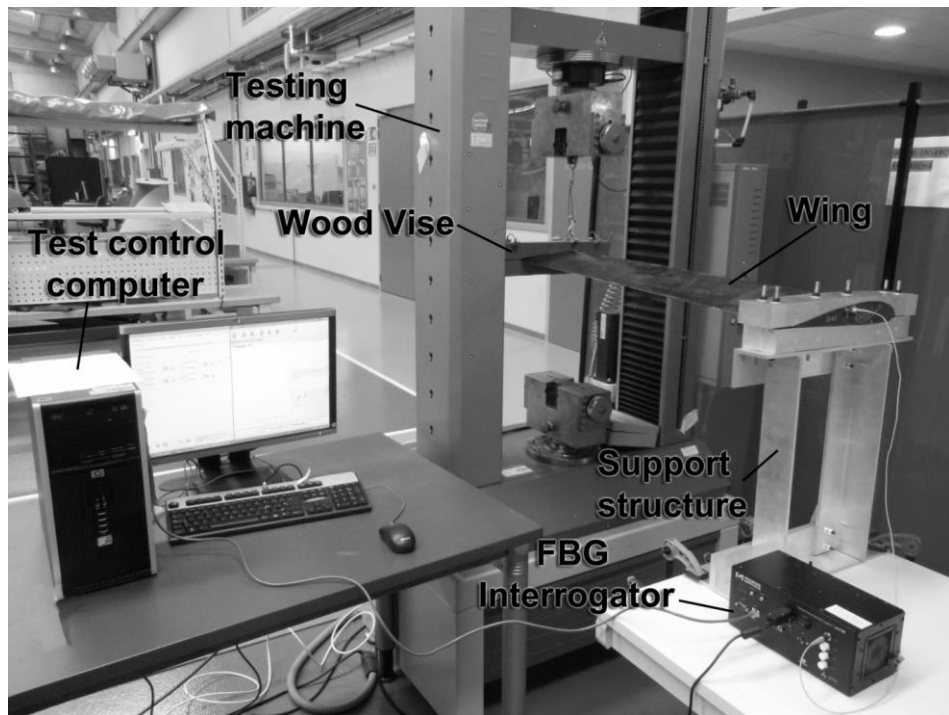


Figura 6-13. Configuración utilizada para el ensayo estático 25 % de la cuerda: máquina de ensayos y ordenador de control, mordaza de madera y estructura de soporte utilizadas para la transmisión de carga, ala e interrogador FBG.

Los resultados experimentales fueron comparados con los obtenidos por el modelo numérico. La Figura 6-14 muestra el comportamiento obtenido para la carga en el caso 2. La dirección de aplicación es desde el intradós hacia el extradós, por ello, los sensores en el extradós miden deformación negativa (compresión) y los del intradós valores positivos (tracción). Las deformaciones medidas a máxima carga para los sensores FBG1 a FBG5 fueron -108, -264, -51, 191 y 132 $\mu\epsilon$, respectivamente. FBG1 y FBG2 presentan un comportamiento lineal. FBG3, FBG4 y FBG5 exhiben una respuesta oscilante desviándose de su media un máximo de 7, 15 y 17 $\mu\epsilon$, respectivamente. El valor de deformación más alto fue capturado por la FBG2, ya que se encuentra localizada en la zona de la raíz y próxima al máximo espesor del ala. El sensor que registra los menores valores fue el FBG3 debido a su posición alejada de la raíz.

Los resultados numéricos presentan un comportamiento perfectamente lineal como era esperado. Las máximas deformaciones obtenidas fueron -111, -296, -51, 262 y 98 $\mu\epsilon$, respectivamente. Los sensores FBG1 y FBG3 presentan unas discrepancias inferiores al 3 %. La comparación para los sensores FBG2, FBG4 y FBG5 muestran diferencias de 12,5; 25 y 26 %, respectivamente. Las obtenidas por FBG4 y FBG5 se deben a problemas durante la fabricación, ya que el intradós se curó con ondulaciones en las capas debidas a la manipulación e instalación de la bolsa de vacío. Las diferencias registradas por la FBG2 pueden estar causadas por un error en la posición de instalación, probablemente más cerca de la raíz de lo planeado. Los casos 1 y 3 fueron analizados obteniéndose resultados análogos. El efecto de la ondulación en los sensores FBG4 y FBG5 también se detecta en estos casos.

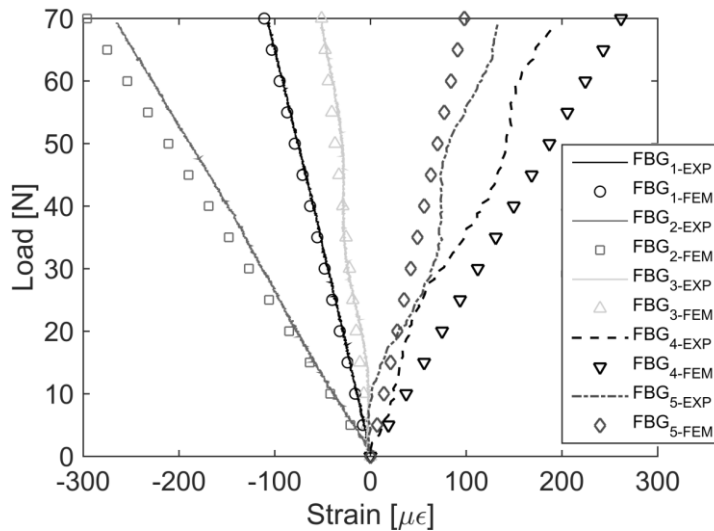


Figura 6-14. Deformación adquirida por los sensores FBG en el ensayo con la carga en el 25 % de la cuerda frente a fuerza. Datos experimentales (EXP) y numéricos (FEM).

En segundo lugar se presenta una campaña experimental de ensayos dinámicos, cuya configuración se muestra en la Figura 6-15. Se utilizó un excitador, un amplificador y un generador de señal para llevar a cabo un análisis modal. El excitador fue un THE MODAL SHOP 2025E (Anexo II) con una fuerza máxima de 58 N y un desplazamiento de 18 mm. La fuerza dinámica en la punta se aplicó por medio de una barra de 2 mm de diámetro. Se utilizan las mismas tres posiciones de carga que en el caso estático. La señal de entrada fue un barrido senoidal con frecuencias entre 0 y 200 Hz. Los valores temporales obtenidos de los sensores se transforman al dominio de la frecuencia por medio de un algoritmo FFT.

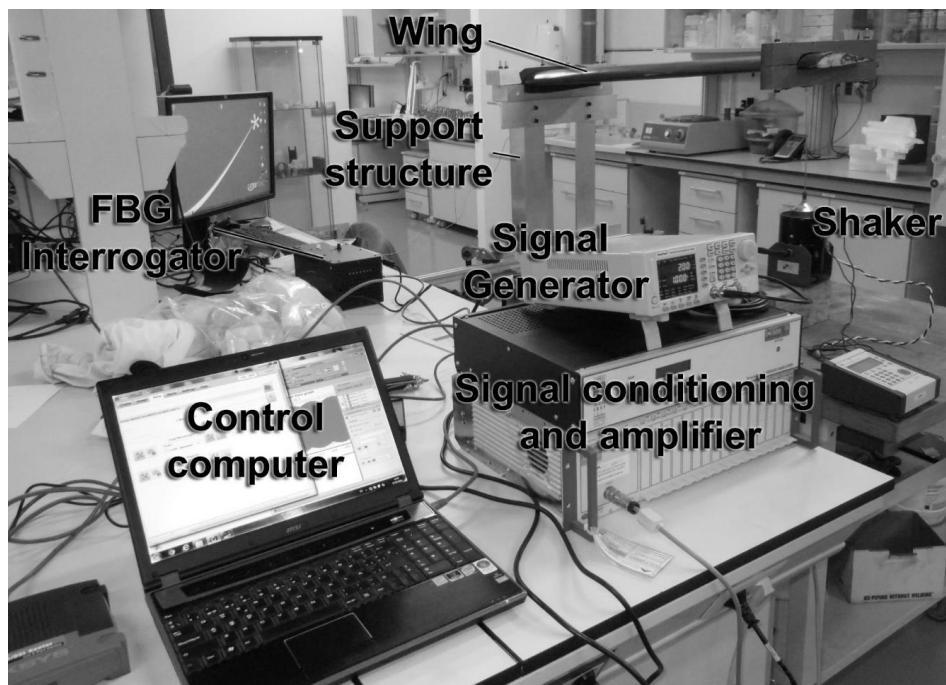


Figura 6-15. Set-up realizado para los ensayos dinámicos en el 25 % de la cuerda: Ordenador de control, generador de señal, amplificador, mordaza de madera y estructura de soporte como interfaces para la transmisión de la carga, ala e interrogador de fibra.

Los parámetros modales (frecuencias naturales, modos y amortiguamiento) se identificaron por medio del método de selección de picos, asumiendo que los modos se encuentran desacoplados y levemente amortiguados. El amortiguamiento modal se estimó por medio del método *half power bandwidth* [238,239]. La Figura 6-16 muestra la respuesta frecuencial para el caso de carga 2. Se detectan claramente picos a 47 y 95 Hz. El amortiguamiento modal se estimó en 0,35 y 0,52 %, respectivamente. En la Figura 6-17 puede verse la deformación modal normalizada correspondiente a cada frecuencia natural.

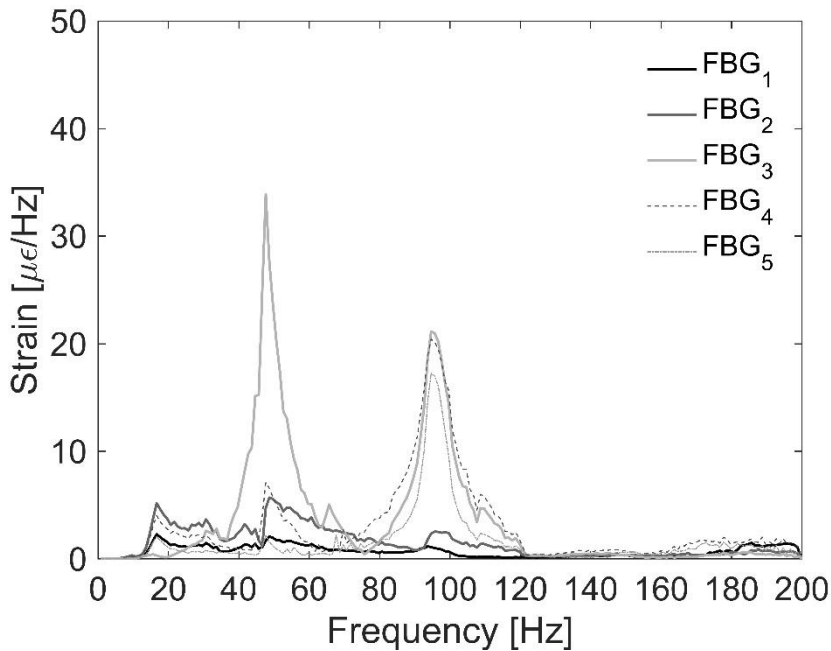


Figura 6-16. Amplitud de la deformación absoluta de los sensores FBG para el ensayo dinámico en el 25 % de la cuerda.

A continuación se comparan los resultados numéricos y experimentales. La Tabla 6-2 y la Figura 6-17 muestran las frecuencias naturales y la deformación modal, respectivamente. La concordancia entre los resultados numéricos y experimentales para el primer modo fue muy buena, aunque aparecen ligeras diferencias en los sensores posicionados en el borde de ataque (FBG2 y FBG4). La frecuencia natural de 67 Hz no fue identificada en los resultados experimentales. Esto puede ser debido a que es un modo de torsión o flexo-torsión con nodos localizados en el 25% de la cuerda, donde se ha aplicado la fuerza en todos los ensayos realizados. El modo a 95 Hz presenta una concordancia buena para los sensores FBG1 y FBG3, ambos en el extrados, centrados respecto a la cuerda. Sin embargo, se pueden apreciar algunas discrepancias en los sensores FBG2, FBG4 y FBG5.

Modo	1º	2º	3º
Frecuencia [Hz]	45	67	96

Tabla 6-2. Frecuencias de los primeros 5 modos naturales obtenidos del modelo FEM.

Para evaluar numéricamente la comparación anterior, se utiliza el *Modal Assurance Criterion* (MAC) obtenido por medio de la Ecuación 6-1 [240,241]. Este criterio varía entre 0 y 1. El 1 implica una correlación perfecta entre dos vectores modales (uno de los vectores es proporcional al otro), mientras que un valor cercano a 0 indica que los modos no se encuentran relacionados:

$$MAC(\varphi_i^{EXP}, \varphi_i^{FEM}) = \frac{(\varphi_i^{EXP^T} \varphi_i^{FEM})^2}{(\varphi_i^{EXP^T} \varphi_i^{EXP})(\varphi_i^{FEM^T} \varphi_i^{FEM})} \quad (6-1)$$

donde: φ_i significa el modo i , y T significa vector traspuesto.

Los valores de MAC obtenidos fueron 0,97 y 0,81 para los modos primero y tercero, respectivamente. Existe una coincidencia razonablemente buena entre los datos experimentales y teóricos teniendo en cuenta todas las incertidumbres generadas por la fabricación manual del elemento.

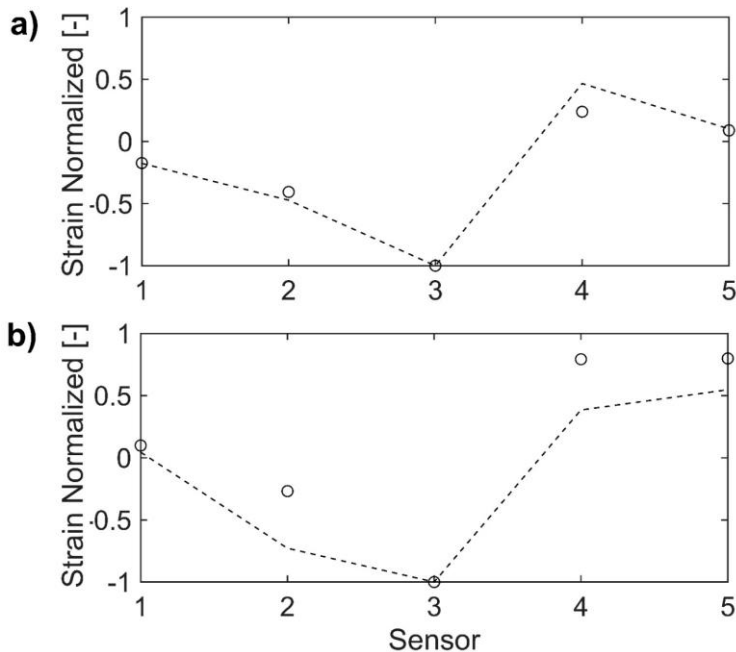


Figura 6-17. Deformación modal normalizada obtenida mediante el método de elementos finitos (línea discontinua) y experimentalmente (círculos) para sensores de 1 al 5: a) Primer modo y b) tercer modo.

Finalmente, se estudiaron las capacidades operacionales del sistema de monitorización. Una vista de la interfaz del software desarrollado en LABVIEW [242] puede verse en la Figura 6-18. El algoritmo de cuantificación de ciclos fue validado usando la configuración de la Figura 6-15. Tanto el número como la amplitud de cada ciclo de carga se estimó adecuadamente en tiempo real sin ningún retraso. La deformada se obtuvo como una combinación lineal de los modos de flexión y torsión. Se programaron alarmas visuales y auditivas cuando la deformación registrada por el sensor FBG2 superaba las $70 \mu\epsilon$. La alarma visual muestra adicionalmente un código de color RGB de acuerdo al nivel de deformación. Además, la deflexión del alerón se configuró con una ley lineal oponiéndose a la deformación del sensor FBG2: el alerón se mueve hacia abajo cuando se detecta tracción y viceversa.

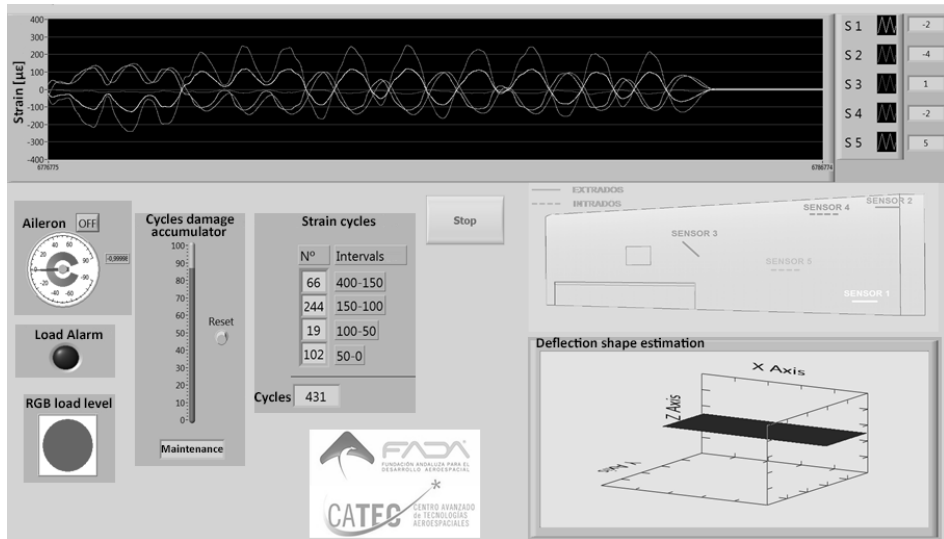


Figura 6-18. Interfaz del software desarrollado en LABVIEW para el ala con indicadores en tiempo real sobre: deformaciones medidas por las 5 FBGs, deflexión del alerón, alarma de carga, nivel de carga como indicador RGB, cuantificación de ciclos, acumulación de daño por ciclos y estimación de la deformada.

6.2.6. Discusión

Los ensayos estáticos sobre el ala muestran una discrepancia máxima entre los resultados numéricos y experimentales de 12,5 % excepto para las FBG4 y FBG5 afectadas por problemas de fabricación, donde asciende hasta el 26,5 %. En los ensayos dinámicos, el primer y tercer modo se correlacionan correctamente entre los ensayos y el modelo.

El sistema de monitorización ha demostrado multitud de capacidades. El campo de deformaciones del ala se ha estimado con precisión. Se han programado alarmas visuales y auditivas a niveles preestablecidos de deformación. La deflexión del alerón y el algoritmo de conteo de ciclos han sido verificados. Además, el sistema es capaz de detectar la resonancia, pero no en tiempo real.

El presente estudio ha demostrado que la introducción de sensores FBG en una estructura permite evaluar su respuesta estructural en tiempo real.

6.3. Ensayos de presurización de la cabina CFRP de un avión

En esta sección se describe el plan de sensorización y se presentan resultados obtenidos tras instrumentar con FBGs una cabina de avión fabricada en CFRP a escala real por AIRBUS D&S. El objetivo de este trabajo es demostrar la viabilidad y las ventajas de la instalación de fibra óptica en un entorno industrial. La implementación industrial es el objetivo 4 de esta Tesis.

La cabina se somete a diferentes ensayos de presurización hasta: 1,85 psi (128 mbar), 3 psi (207 mbar) y 7,7 psi (532 mbar). Además de con fibra óptica el elemento es instrumentado mediante galgas extensiométricas lineales y rosetas. La instalación de las galgas y el control del ensayo lo realiza la empresa TEAMS (*Testing and Engineering of Aeronautical Materials and Structures*). En colaboración con TEAMS y AIRBUS D&S se determina la ubicación de los puntos de medida de las FBGs, cumpliendo una serie de requisitos impuestos por los equipos, el proveedor de los sensores y el utillaje del ensayo:

- En primer lugar, el número máximo de líneas de fibra ha de ser cuatro, ya que el equipo de medida (MICRON OPTICS SM130-700) dispone de cuatro canales.
- Debido a la disponibilidad de máscaras de marcado, el proveedor de los sensores de fibra solamente puede fabricar siete por línea.
- Todos los sensores serán encolados en la superficie. Embeber los sensores implicaría haber participado en el proceso de fabricación del elemento.
- Se seleccionan puntos de medida cercanos a galgas extensiométricas con el fin de disponer de medidas de distintos sensores en la misma zona.

Una vez determinados los puntos de medición se distribuyen en 4 líneas y se mide la distancia entre los mismos. Para fabricar las líneas de sensores existen entonces dos posibilidades: i) soldarlos uno a uno o ii) pedir al proveedor una línea con distancias *ad-hoc*. La primera posibilidad se descarta porque fragiliza la fibra y puede provocar su rotura, sobre todo en ambiente industrial. En esta sección la fibra óptica empleada presenta recubrimiento de acrilato en lugar de polyimida por limitaciones del proveedor. La longitud marcada de los sensores se mantiene en 10 mm como en el resto de esta Tesis.

Considerando los requisitos citados y los puntos de sensorización seleccionados, las distancias entre sensores en cada una de las fibras ópticas se muestran en las Tablas 6-3 y 6-4. Se incrementan un 20 % respecto del valor nominal en el diseño

CAD, para facilitar el rutado de la fibra y asumir posibles desviaciones.

LINEA 1	
PUNTO SENSORIZACIÓN	Distancia entre sensores [mm]
CONECTOR	528
1	
1	486
2	
2	1254
3	
3	774
4	
4	948
5	
5	1044
6	
6	720
7	
7	384
CONECTOR	
TOTAL:	6138

LINEA 2	
PUNTO SENSORIZACIÓN	Distancia entre sensores [mm]
CONECTOR	588
1	
1	1104
2	
2	672
3	
3	2424
CONECTOR	
TOTAL:	4788

Tabla 6-3. Puntos de sensorización y distancia entre ellos en las líneas 1 y 2.

LINEA 3	
PUNTO SENSORIZACIÓN	Distancia entre sensores [mm]
CONECTOR	1884
1	
1	391,2
2	
2	720
3	
3	626,4
4	
4	312
5	
5	372
6	
6	3812,4
7	
7	420
CONECTOR	
TOTAL:	8538

LINEA 4	
PUNTO SENSORIZACIÓN	Distancia entre sensores [mm]
CONECTOR	2196
1	
1	330
2	
2	990
3	
3	1548
4	
4	1008
5	
5	1218
6	
6	900
7	
7	618
CONECTOR	
TOTAL:	8808

Tabla 6-4. Puntos de sensorización y distancia entre ellos en las líneas 3 y 4.

El recorrido aproximado de las líneas de fibra en la cabina y la posición de los sensores se presenta en las Figuras 6-19 a 6-22. En cada uno de sus extremos se sitúa un conector FC/APC. El uso redundante de conectores permite continuar usando parte de los sensores aunque se produzca una rotura de la fibra. Los cruces entre diferentes líneas de fibra se evitan al tratarse de zonas con alta posibilidad de rotura.

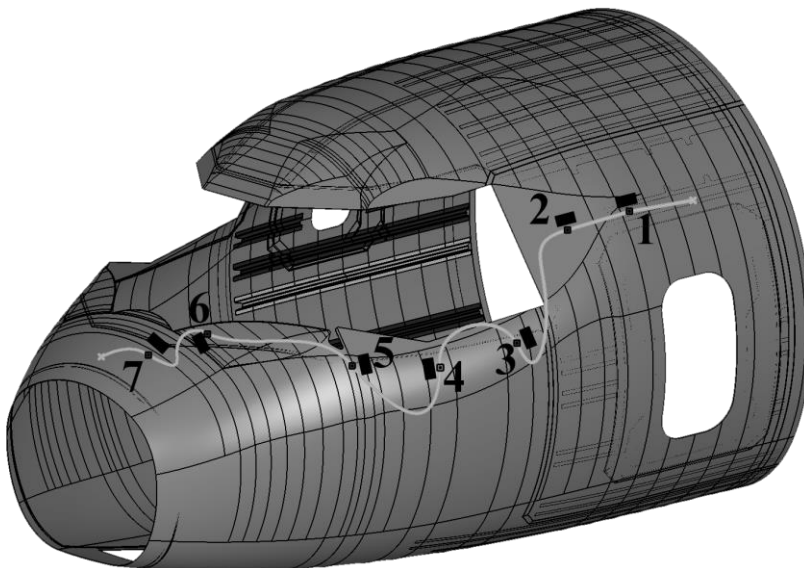


Figura 6-19. Recorrido de la fibra óptica línea 1 (canal 1).

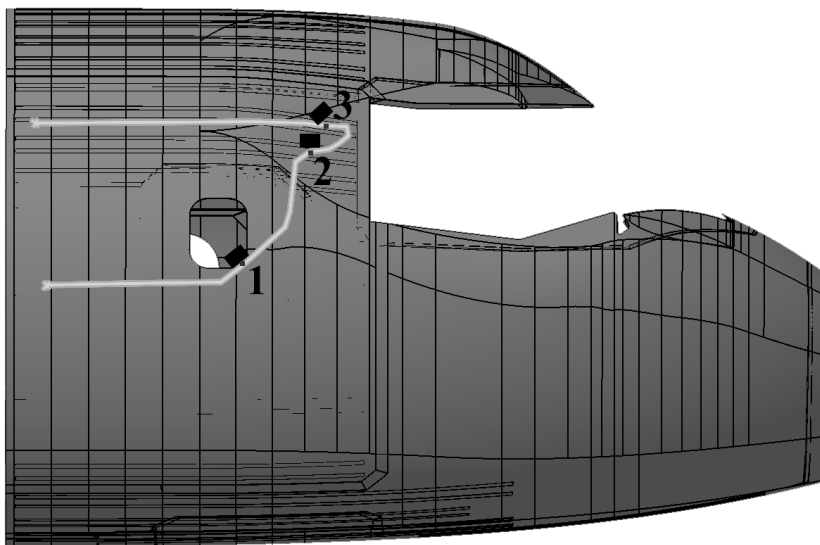


Figura 6-20. Recorrido de la fibra óptica línea 2 (canal 2).

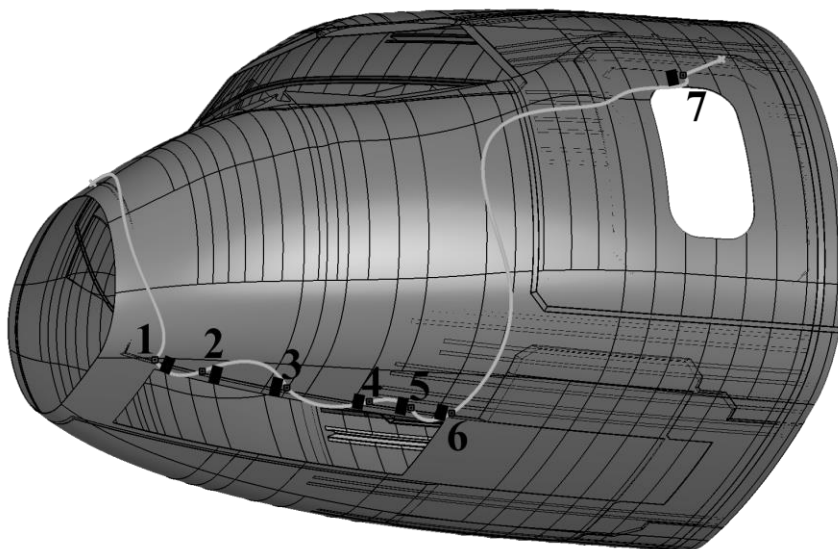


Figura 6-21. Recorrido de la fibra óptica línea 3 (canal 3).

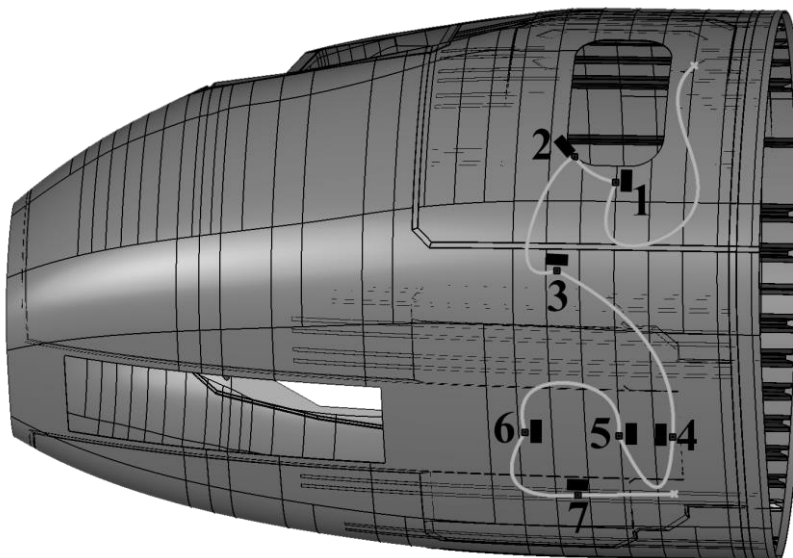


Figura 6-22. Recorrido de la fibra óptica línea 4 (canal 4).

El despliegue de los sensores se realiza en un entorno completamente industrial (Figura 6-23) mientras algunos operarios trabajan en operaciones de pegado de galgas, rutado de cables, taladrado y acoplamiento de útiles. No se produce ninguna rotura durante todo el proceso. Las líneas se van desenrollando con la ayuda de un rodillo con un trinquete, cuando se alcanza la posición de un sensor este se posiciona lo más cerca posible de la galga y se adhiere, se continúa así hasta que no queda ningún sensor. La fibra entre FBGs se pega posteriormente para evitar roturas. Se traza una línea paralela a las líneas de fibra con un rotulador grueso para mejorar su visibilidad y avisar de su presencia. (Figura 6-24).



Figura 6-23. Situación de la cabina durante la instrumentación con fibra óptica.

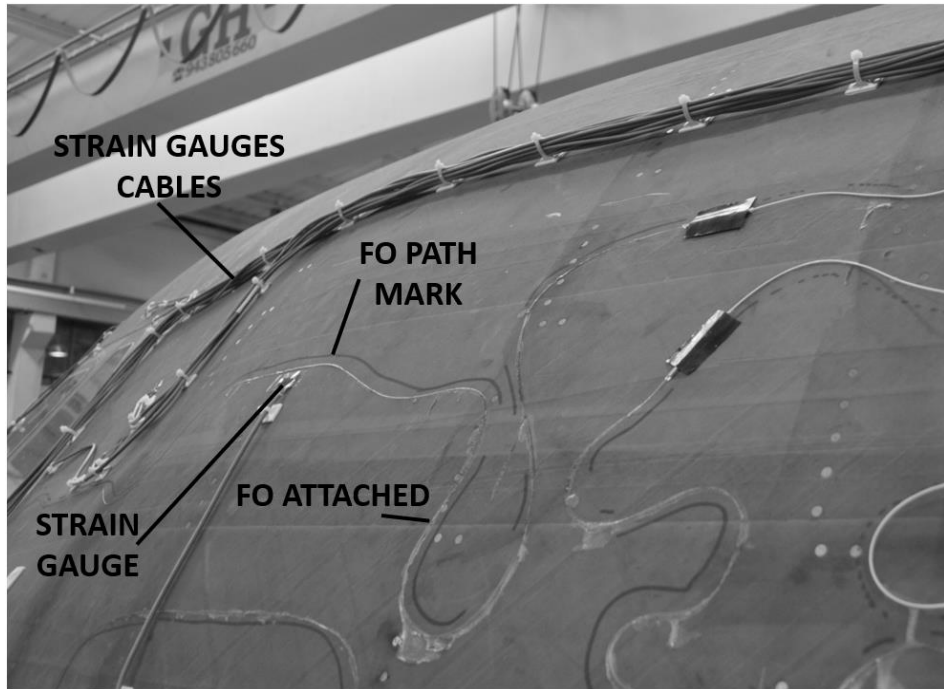


Figura 6-24. Instalación de fibra óptica bordeando los cables de las galgas. Indicación de la trayectoria de fibra mediante una línea paralela rotulada sobre la superficie.

De las redes de Bragg se obtienen datos en forma de longitudes de onda. Estas se transforman a microdeformaciones por medio de la Expresión 1-5 y el factor de conversión 0,813 obtenido en la Sección 2.2. Como se ha visto anteriormente en el Capítulo 4, las redes de Bragg son sensibles también a temperatura. Para evitar el efecto producido por el calentamiento del elemento a lo largo del ensayo, se instala uno de los termómetros mostrados en la Figura 3-20 y se compensa la señal de la fibra en los ensayos a 1,85 y 3 psi. En la sección de discusión se comparan los resultados entre galgas y fibra.

6.3.1. Ensayo 1,85 psi

Durante la preparación y ejecución de este ensayo, la temperatura asciende de forma monótona a $0,6^{\circ}\text{C/h}$ (Figura 6-25). Para anular el efecto térmico se sustrae de la señal de la fibra la componente térmica usando una sensibilidad térmica de $9,9 \text{ pm}/^{\circ}\text{C}$ [111].

Durante la prueba, la presión se incrementa en escalones de $0,25 \text{ psi}$ permitiendo una estabilización de varios minutos en cada nivel. Una vez alcanzado los $1,85 \text{ psi}$, se apaga el control, reduciéndose la presión por las pérdidas de aire. En el minuto 43 se descarga mediante la apertura de válvulas.

Los resultados de los sensores de fibra óptica se muestran en las Figuras 6-26 a 6-29, para los canales del 1 al 4, respectivamente. Las gráficas se presentan con doble eje de ordenadas con respecto al tiempo. A la izquierda la deformación de los distintos canales y a la derecha la presión. Los valores obtenidos por las galgas extensiométricas se presentan en las Figuras 6-23 a 6-33, de manera análoga.

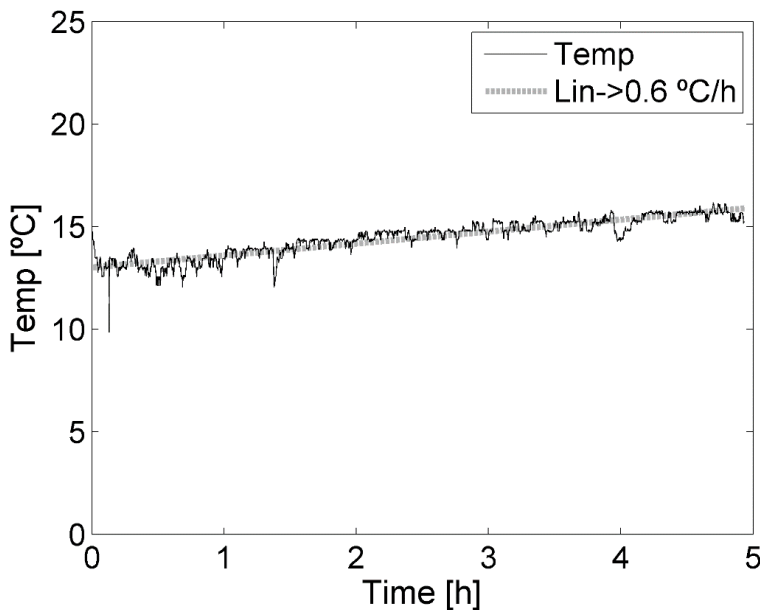


Figura 6-25. Temperatura registrada durante la ejecución del ensayo de presurización hasta $1,85 \text{ psi}$.

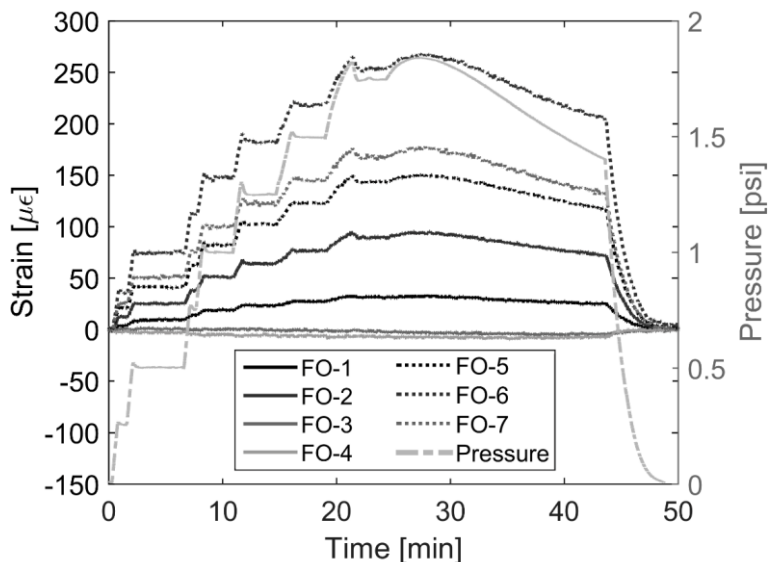


Figura 6-26. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 1 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

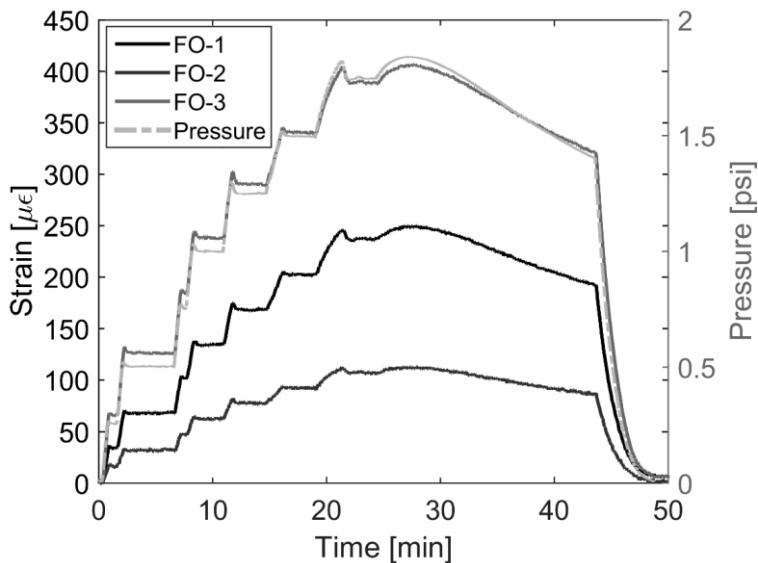


Figura 6-27. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 2 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

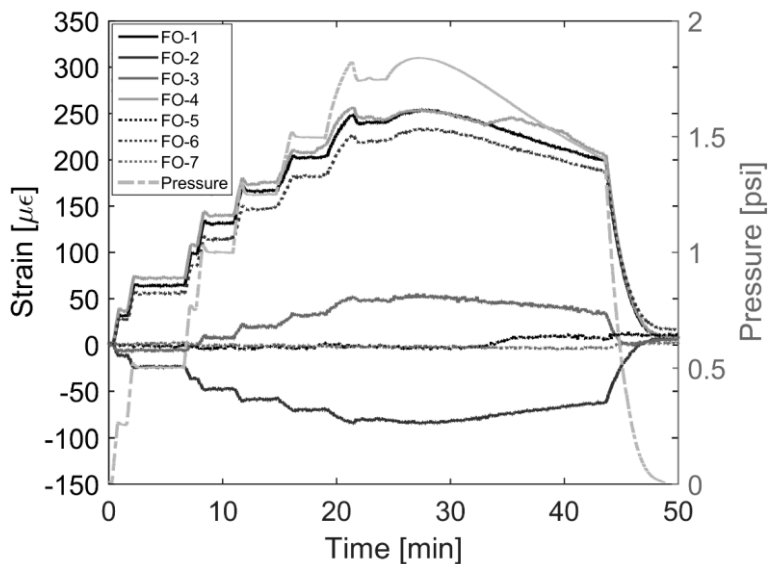


Figura 6-28. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 3 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

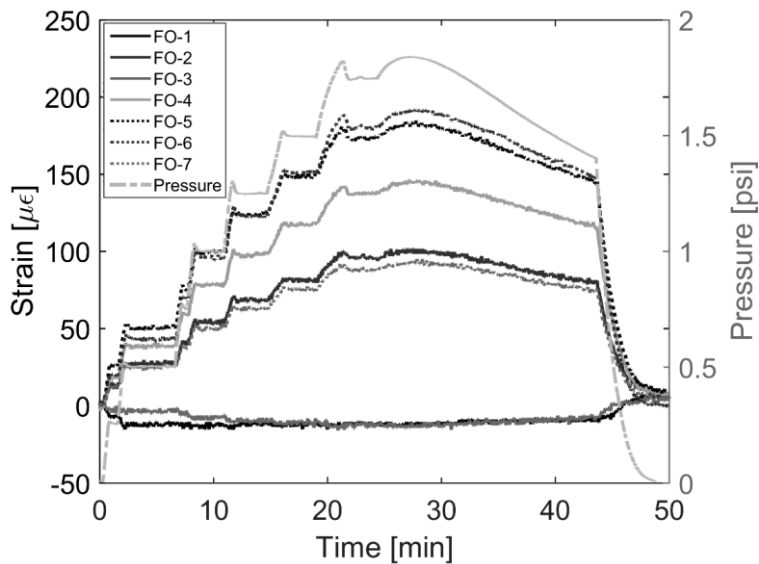


Figura 6-29. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 4 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

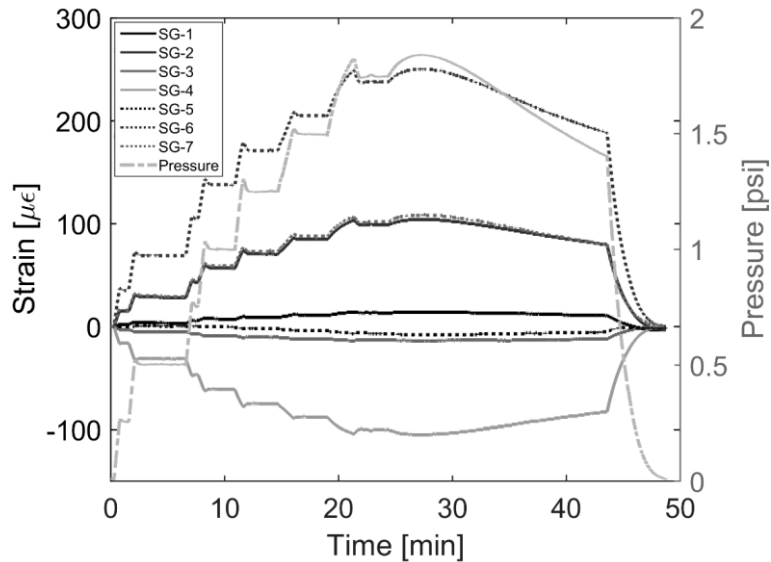


Figura 6-30. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 1 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

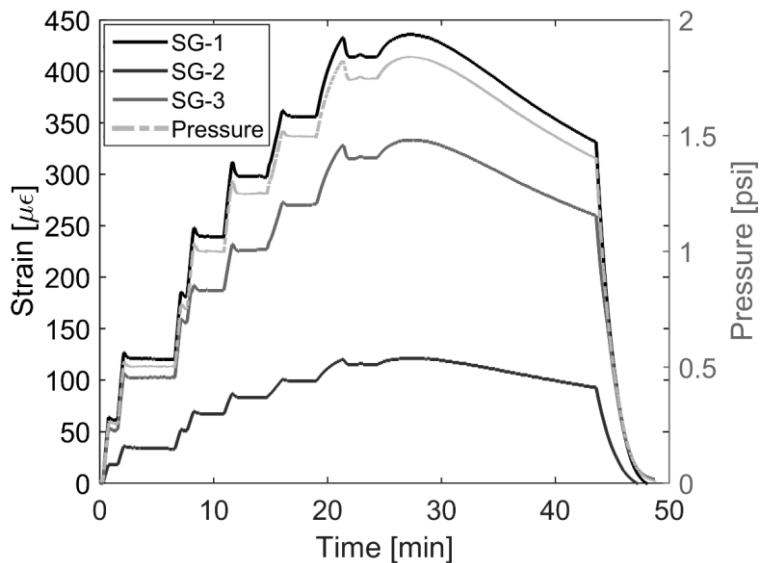


Figura 6-31. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 2 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

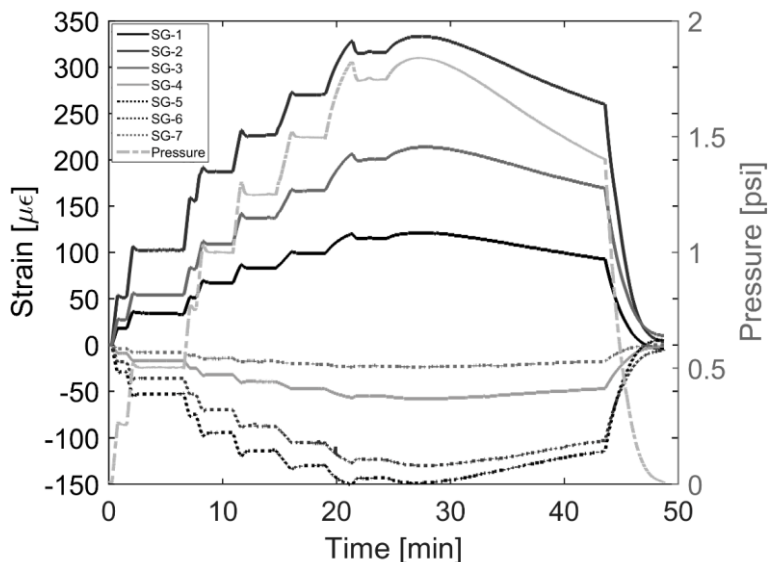


Figura 6-32. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 3 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

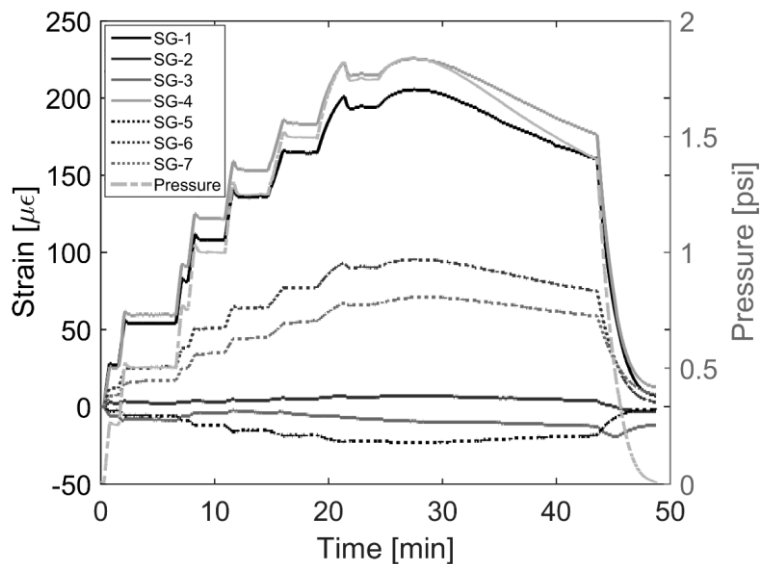


Figura 6-33. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 4 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 1,85 psi.

6.3.2. Ensayo 3 psi

En la Figura 6-34 se muestra la temperatura con respecto al tiempo durante la preparación y ejecución del ensayo. En esta ocasión, el incremento medido es de 0,5 C/h. Los resultados pueden verse en las Figuras 6-35 a 6-38 para los canales 1-4, respectivamente. Los resultados de las galgas se muestran en las Figuras 6-39 a 6-42 de manera análoga al ensayo de 1,85 psi.

El ensayo se lleva a cabo elevando la presión hasta 3 psi en los siguientes escalones: 1; 1,5; 1,75; 2; 2,25; 2,5; 2,75 y 3 psi. A continuación, se realiza otra prueba de presión alcanzando los 1,5 psi tras una estabilización de 8 minutos a 1 psi.

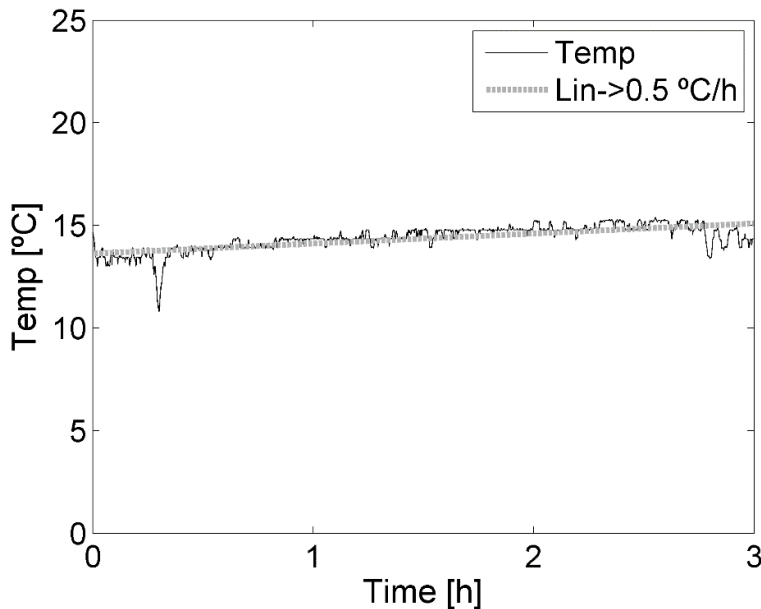


Figura 6-34. Temperatura registrada durante la ejecución del ensayo de presurización hasta 3 psi.

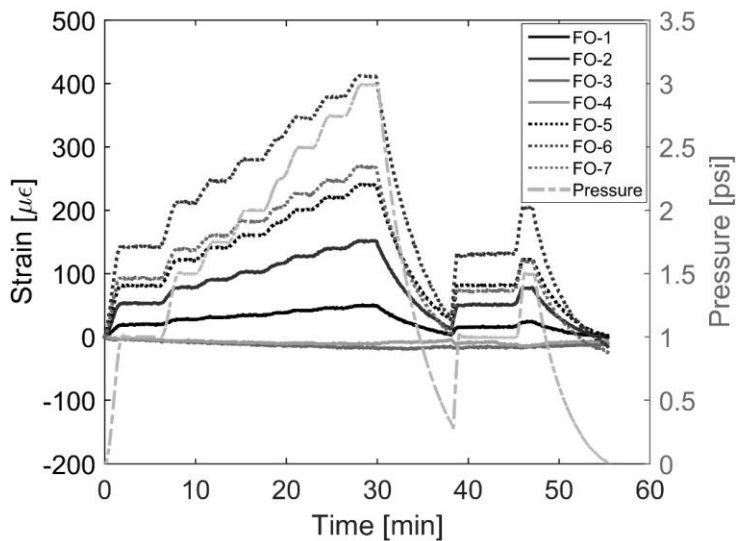


Figura 6-35. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 1 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

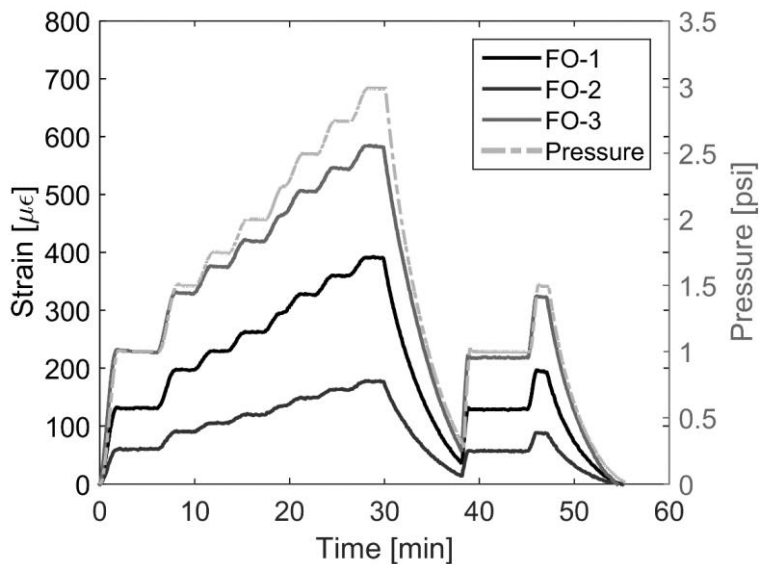


Figura 6-36. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 2 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

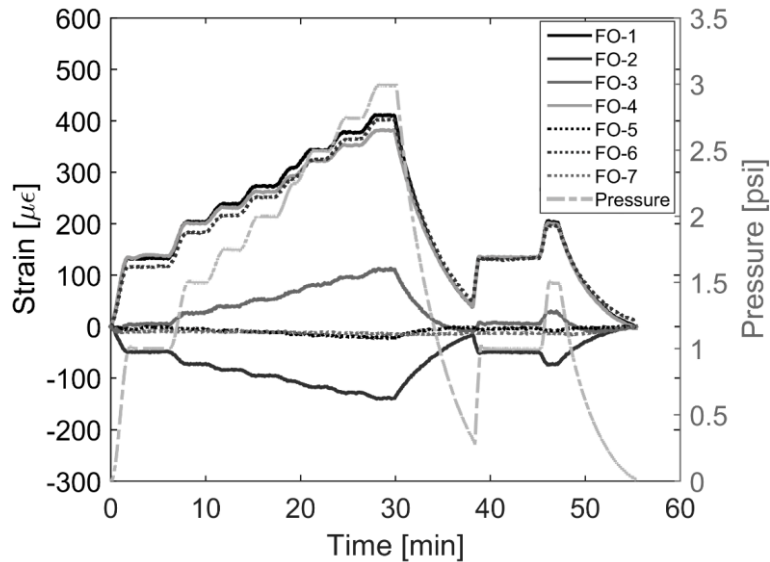


Figura 6-37. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 3 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

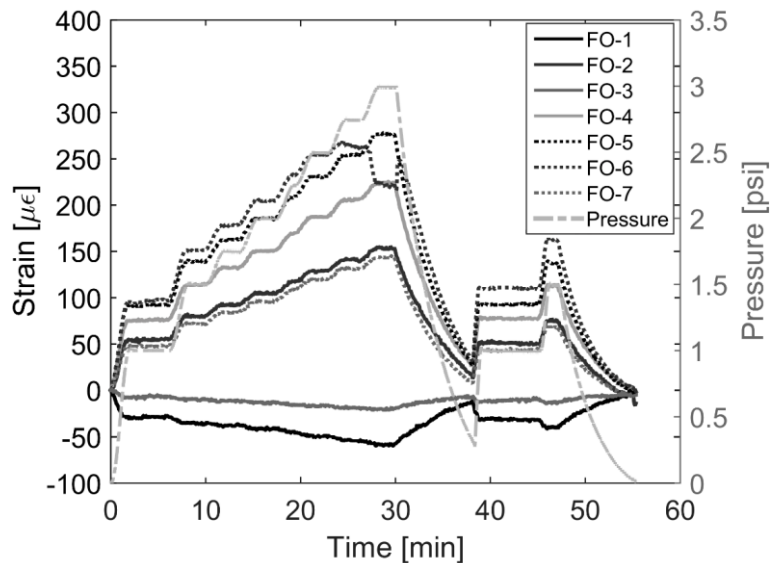


Figura 6-38. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 4 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

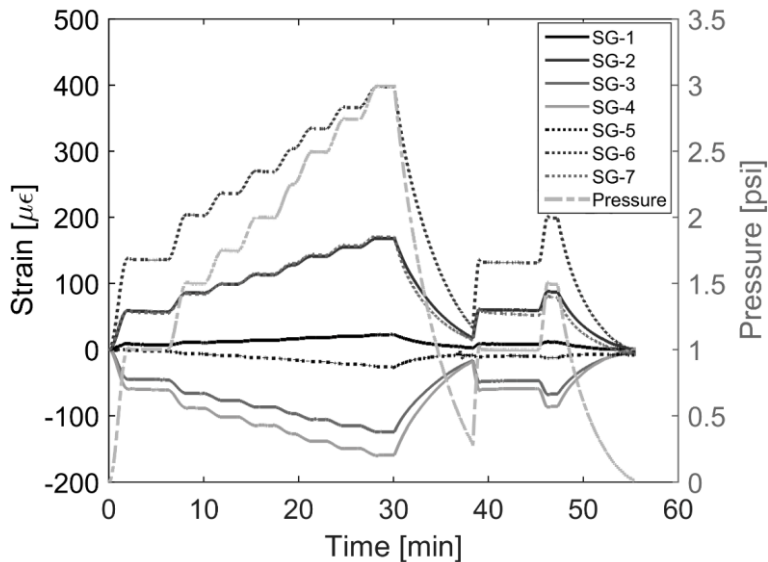


Figura 6-39. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 1 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

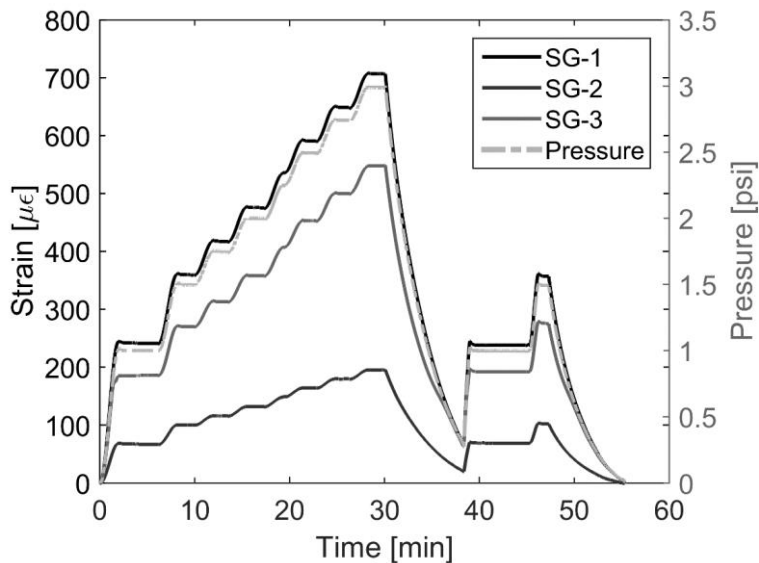


Figura 6-40. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 2 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 3 psi.

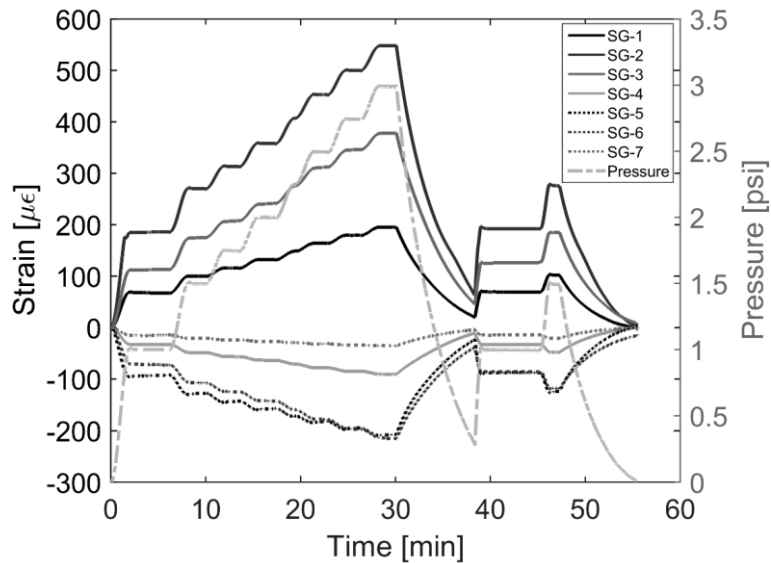


Figura 6-41. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 3 y presión frente a tiempo hasta 3 psi.

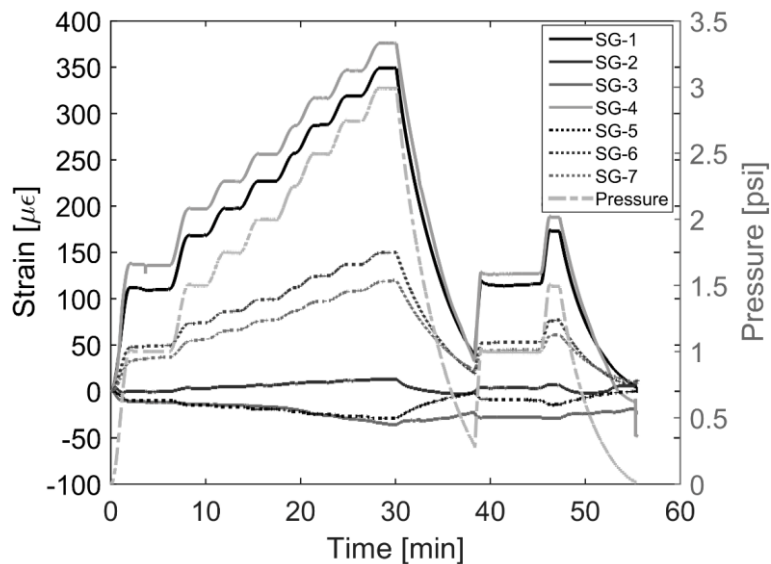


Figura 6-42. Deformaciones de las galgas cercanas a la fibra en el canal 4 y presión frente a tiempo hasta 3 psi.

6.3.3. Ensayo 7,7 psi

En el periodo de tiempo entre los ensayos a 3 y 7,7 psi se producen roturas de las líneas debidas a la manipulación y almacenaje: los conectores de la línea 1 quedan inaccesibles y la línea 4 se rompe tras el primer sensor desde el lado 1 (marca X en la Figura 6-43). Por lo tanto, en estos ensayos no es posible acceder a los datos de las galgas extensiométricas.

Para obtener la máxima información posible, se reordena la conexión de las líneas al equipo de la siguiente manera:

- (i) La línea 1 queda desconectada.
- (ii) La línea 2 se mantiene en el canal 2.
- (iii) La línea 3 se mantiene conectada al canal 3.
- (iv) La línea 4 se conecta al canal 4 de la misma forma que en el ensayo anterior (lado 2).
- (v) El canal 1 se aprovecha para salvar el sensor que queda libre en el lado 1 de la línea 4.

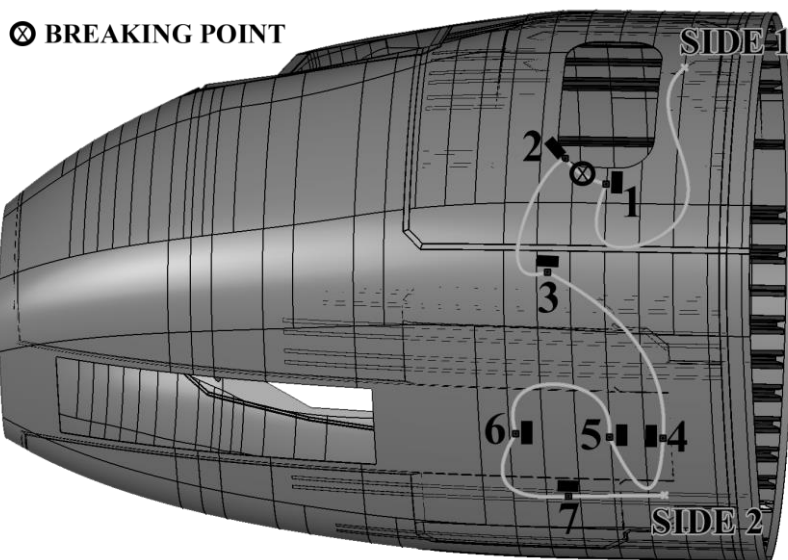


Figura 6-43. Recorrido de la fibra óptica línea 4 (canal 4). Rotura producida entre los sensores 1 y 2.

La prueba se realiza en una única sesión con una carga máxima de 7,7 psi (532 mbar) en el minuto 21, y una descarga que termina en el minuto 27. La carga se produce de forma escalonada. Sin embargo, la descarga es continua. Las Figuras 6-44 a 6-47 muestran gráficas de deformación en microdeformaciones frente al tiempo en minutos para los 4 canales del equipo.

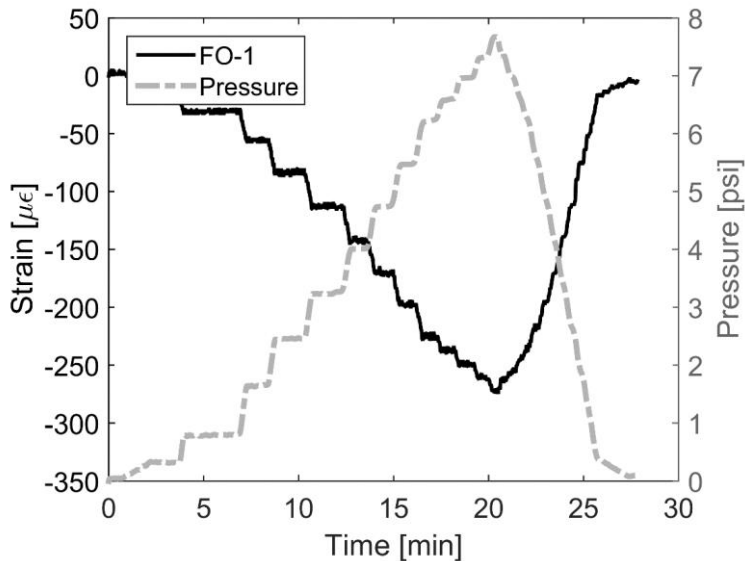


Figura 6-44. Deformaciones del sensor de fibra en el canal 1 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 7,7 psi.

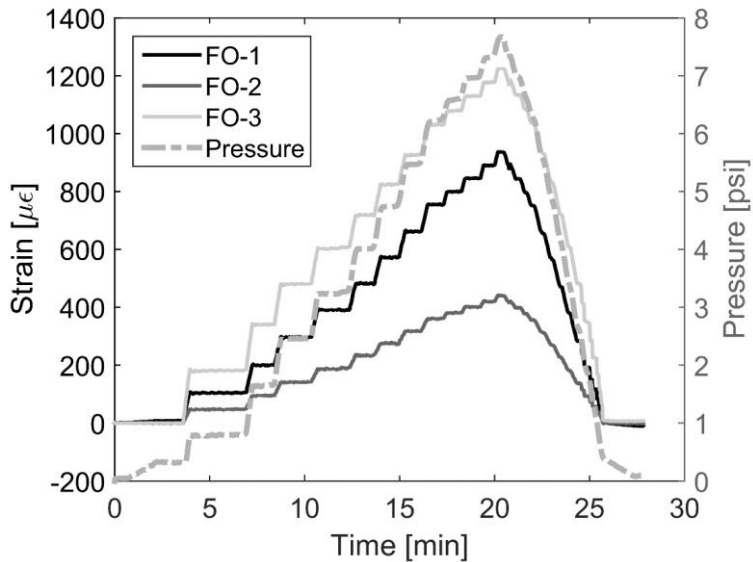


Figura 6-45. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 2 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 7,7 psi.

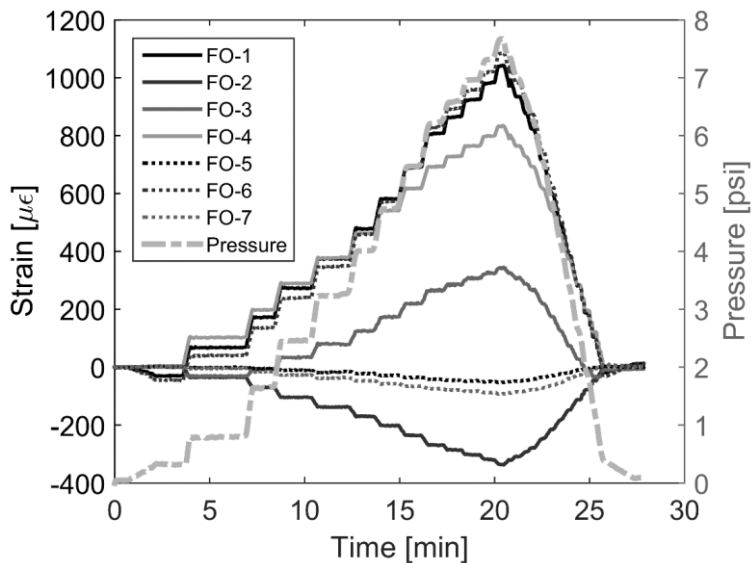


Figura 6-46. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 3 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 7,7 psi.

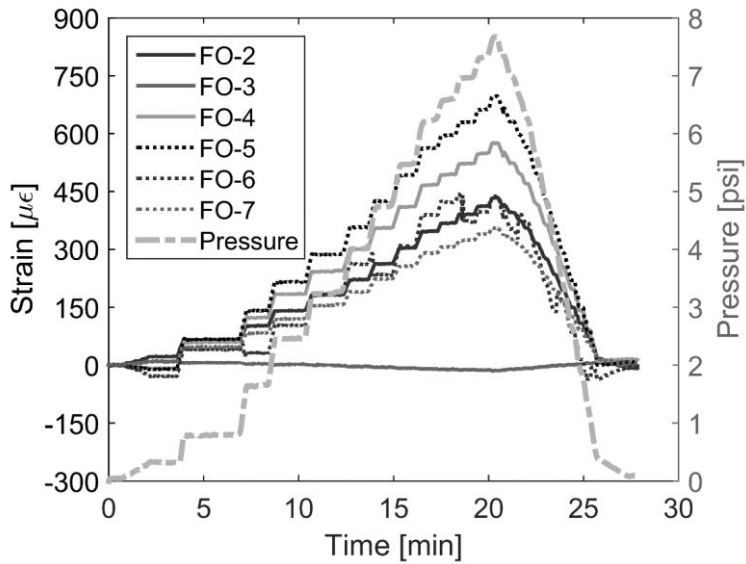


Figura 6-47. Deformaciones de los sensores de fibra en el canal 4 y presión frente a tiempo en el ensayo hasta 7,7 psi.

6.3.4. Discusión

Ensayos a 1,85 y 3 psi

Los valores obtenidos por fibra y galga pueden diferir debido a varios factores: i) la presencia de concentradores de tensiones como taladros o esquinas provoca diferencias en las medidas que varían en función de la distancia a los mismos; ii) la zona sensora de la galga es un rectángulo mientras que la de la fibra es una línea; iii) la colocación de las líneas de fibra se realiza posteriormente a los cables de las galgas no permitiendo en ocasiones su instalación sobre zonas próximas a las mismas.

En la Tabla 6-5 se muestran las deformaciones medidas por galgas y fibras en los máximos de presión de los ensayos a 1,85 y 3 psi para el línea 1. Las mayores diferencias en las medidas se observan en los sensores 4 y 5. Se trata de sensores adheridos en la unión entre piel y cuaderna en una zona remachada que actúa como concentrador de tensiones. Las fibras se situaron fuera de la línea de remaches, próximas a la galga, pero en una zona en la que solo hay revestimiento. En la Figura 6-48 se muestra un ejemplo de esta situación con el sensor 5 en un recuadro negro con línea discontinua.

En la Tabla 6-6 pueden verse las deformaciones máximas de la línea 2. La diferencia mayor se aprecia para el sensor 1. Este se sitúa en el concentrador de tensiones generado alrededor de la esquina inferior derecha de la ventana de la cabina (Figura 6-49). La medida de la fibra es un 42 % superior a la de la galga a pesar de encontrarse a una distancia de 2,5 cm.

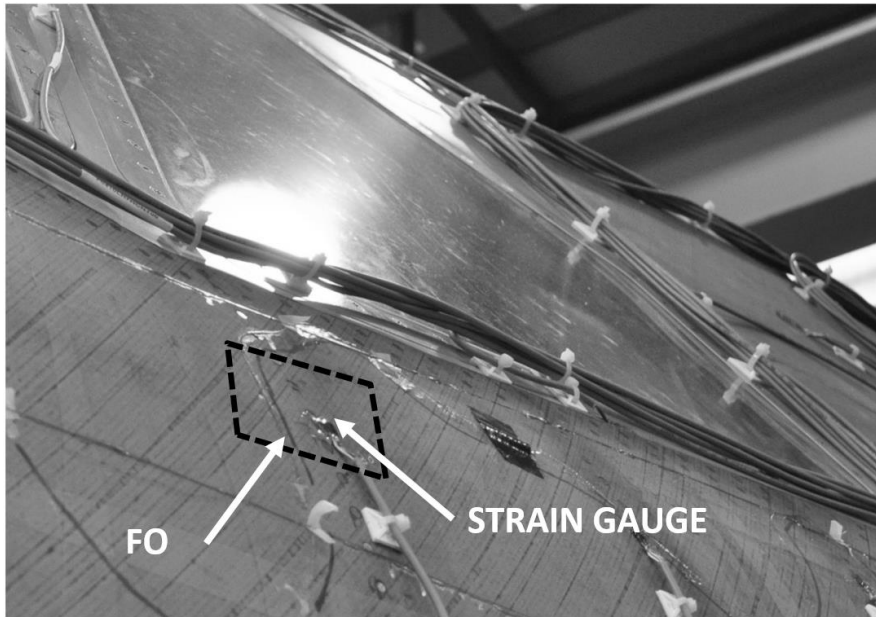


Figura 6-48. Fotografía de galga y fibra óptica (sensor 5 línea 1) en recuadro negro con línea discontinua.

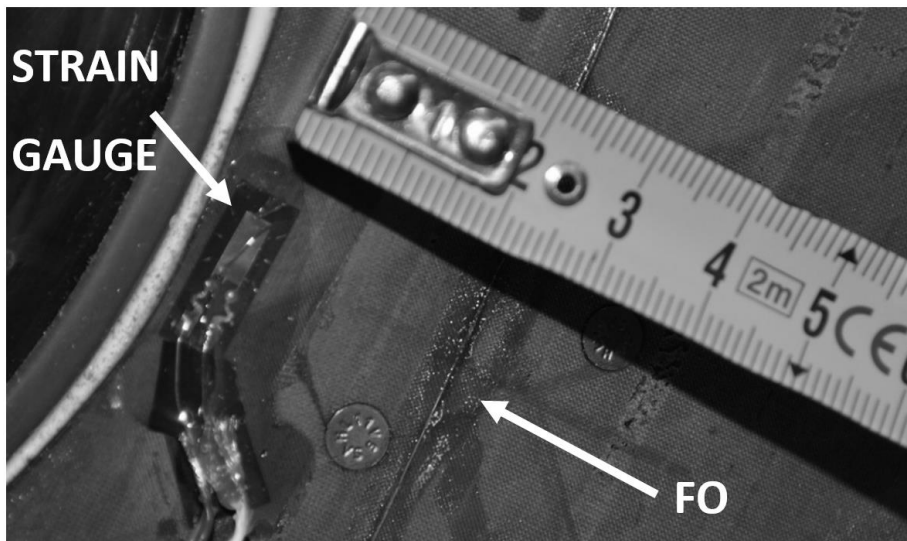


Figura 6-49. Fotografía de galga y fibra óptica (sensor 1 línea 2), esquina de la ventana.

PRESIÓN (psi)	SENSOR	FO ($\mu\epsilon$)	GALGA ($\mu\epsilon$)
1,85	1	33	14
	2	94	104
	3	-5	-14
	4	-9	-105
	5	151	-8
	6	269	251
	7	179	109
3	1	51	23
	2	153	169
	3	-21	-124
	4	-16	-160
	5	242	-27
	6	413	398
	7	271	172

Tabla 6-5. Deformaciones máximas para fibra óptica y galgas correspondientes a la línea 1.

PRESIÓN (psi)	SENSOR	FO ($\mu\epsilon$)	GALGA ($\mu\epsilon$)
1,85	1	250	436
	2	113	121
	3a	407	334
3	1	392	708
	2	179	196
	3	585	549

Tabla 6-6. Deformaciones máximas para fibra óptica y galgas correspondientes a línea 2.

En la Tabla 6-7 pueden verse las deformaciones medidas por los sensores de la línea 3. Las mayores discrepancias las registra el sensor 4. Este se encuentra en la panza de la cabina, en un lateral del alojamiento para el tren de aterrizaje. La instalación de la fibra en esta zona fue compleja debido a los siguientes inconvenientes: i) pequeño y poco ergonómico espacio disponible entre el herraje y el elemento; ii) instalación sobre una superficie horizontal desde abajo y iii) gran abundancia de cables de rutado de las galgas extensiométricas. Debido a estos factores las distancias entre sensores, incrementadas durante la fase de diseño, no fueron suficientes para situar las fibras junto a las galgas. En el recuadro negro de la Figura 6-50 se muestra un ejemplo de esta situación.

Finalmente, en la Tabla 6-8 pueden verse las deformaciones registradas por los sensores de la línea 4. Se observan las mayores discrepancias en torno a los sensores 2 y 5. El sensor 2 se encuentra posicionado en el concentrador de tensiones generado alrededor de la esquina inferior izquierda de la puerta de la cabina. En la Figura 6-51 se observa que fibra y galga se encuentran bastante distanciadas, con la fibra más alejada del concentrador, razón de la medición inferior de la misma. El sensor 5 se encuentra en la panza de la cabina, en la parte posterior. En este caso ocurre algo similar al sensor 4 de la línea 3, el difícil entramado de cables de las galgas no permitió situar la fibra en las cercanías de la galga.

PRESIÓN (psi)	SENSOR	FO ($\mu\epsilon$)	GALGA ($\mu\epsilon$)
1,85	1	254	214
	2	-85	-58
	3	56	-150
	4	256	-130
	5	14	-24
	6	234	206
	7	-5	7
3	1	412	379
	2	-141	-91
	3	113	-209
	4	384	-215
	5	-24	-36
	6	404	350
	7	-16	13

Tabla 6-7. Deformaciones máximas para fibra óptica y galgas correspondientes a línea 3.

PRESIÓN (psi)	SENSOR	FO ($\mu\epsilon$)	GALGA ($\mu\epsilon$)
1,85	1	-15	-19
	2	102	226
	3	-16	-23
	4	146	96
	5	185	71
	6	192	116
	7	95	102
3	1	-60	-36
	2	156	376
	3	-22	-30
	4	225	150
	5	278	120
	6	269	188
	7	146	170

Tabla 6-8. Deformaciones máximas para fibra óptica y galgas correspondientes a línea 4.

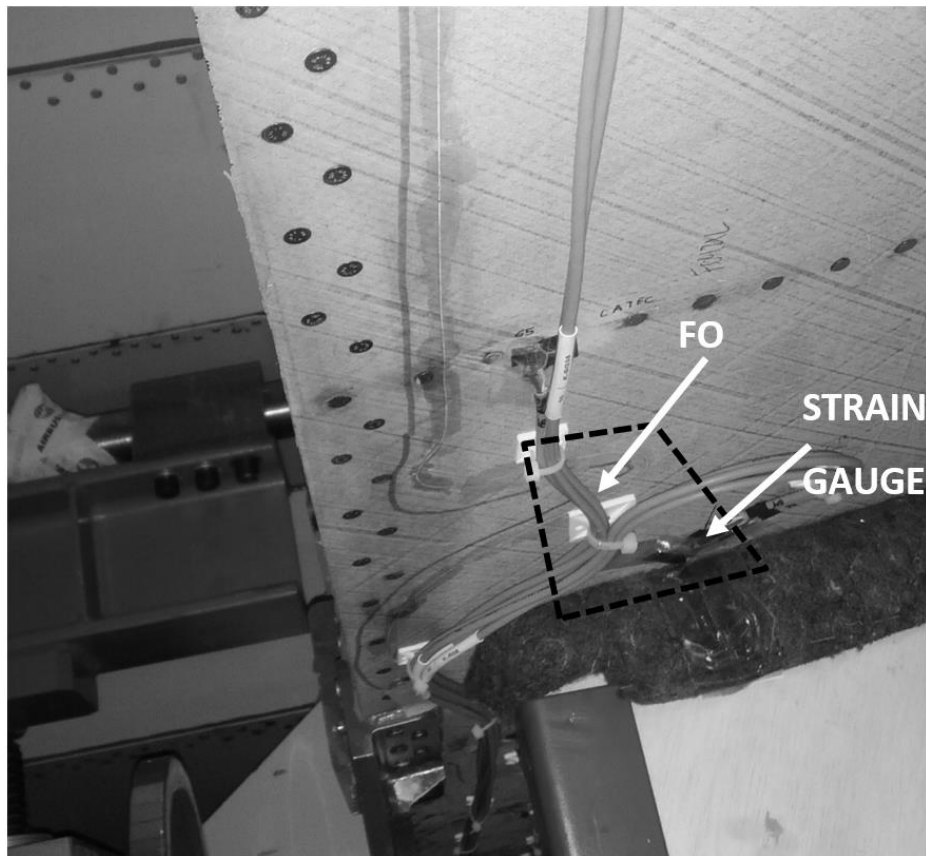


Figura 6-50. Fotografía de galga y fibra óptica (sensor 4 línea 3) en la panza de la cabina, junto al alojamiento del tren de aterrizaje.

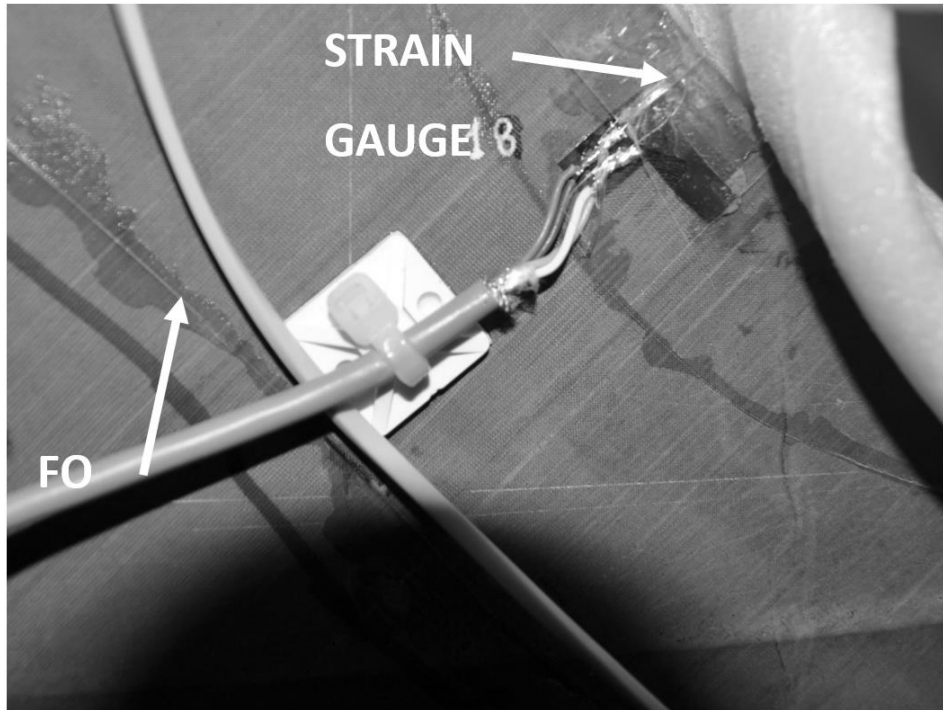


Figura 6-51. Fotografía de galga y fibra óptica (sensor 2 línea 4) esquina de la puerta.

Ensayo a 7,7 psi

En estos ensayos, no fue posible acceder a la medida de las bandas extensiométricas. En las Tablas 6-9 a 6-11 se exponen la lectura de los sensores para una presión de 3 y 7,7 psi, en las líneas 2 a 4, respectivamente.

SENSOR	FO 3 psi ($\mu\epsilon$)	FO 7,7 psi ($\mu\epsilon$)
1	392	937
2	179	440
3	585	1224

Tabla 6-9. Deformaciones máximas para la línea 2 de fibra óptica en ensayos a 3 y 7,7 psi.

SENSOR	FO 3 psi ($\mu\epsilon$)	FO 7,7 psi ($\mu\epsilon$)
1	412	1043
2	-141	-334
3	113	338
4	384	834
5	-24	-53
6	404	1088
7	-16	-91

Tabla 6-10. Deformaciones máximas para la línea 3 de fibra óptica en ensayos a 3 y 7,7 psi.

SENSOR	FO 3 psi ($\mu\epsilon$)	FO 7,7 psi ($\mu\epsilon$)
1	-60	-273
2	156	434
3	-22	-13
4	225	575
5	278	697
6	269	439
7	146	357

Tabla 6-11. Deformaciones máximas para la línea 4 de fibra óptica en ensayos a 3 y 7,7 psi.

Mediante estos ensayos se ha demostrado que los sensores FBG son perfectamente aptos para su utilización en medición de deformaciones en ambiente industrial. En los casos en los que se han podido comparar sus medidas con las galgas extensiométricas han resultado igual de precisos y estables (este hecho ya ha sido demostrado previamente en el Capítulo 2). Adicionalmente su instalación ha sido más sencilla gracias a su gran capacidad de multiplexación, a diferencia de las galgas que han necesitado el rutado de un cable con cuatro hilos por cada sensor. El uso de fibra óptica en ensayos facilita la instalación y el rutado de las líneas, reduce la cantidad de trabajo necesario y el peso del sistema de instrumentación.

7. CONCLUSIONES Y FUTUROS DESARROLLOS

En esta Tesis doctoral se ha demostrado que las redes de Bragg en fibra óptica son sensores de muy alto potencial para su utilización en sistemas de monitorización estructural. Se ha comprobado que poseen una sensibilidad similar a sensores de referencia en medición de deformaciones y temperatura. Sus reducidas dimensiones hacen posible su instalación en el interior del material compuesto, su peso despreciable y su facilidad de multiplexación facilitan su despliegue en estructuras en grandes cantidades y pueden utilizarse para medir otras magnitudes como aceleraciones.

El primer objetivo de este trabajo es la caracterización y validación de las FBGs a nivel probeta frente a sensores tradicionales. Los resultados obtenidos durante las campañas de ensayos mecánicos con fibra encolada y embebida han demostrado que la diferencia en la medición con respecto a otros sensores y sistemas (galgas, extensómetros y videocorrelación) son prácticamente nulas si se elige un factor de conversión entre longitud de onda y microdeformaciones adecuado. En este trabajo se ha calculado un coeficiente válido para distintos tipos de materiales y laminados CFRP ofreciendo una diferencia respecto a galga inferior a la obtenida con extensómetros y videocorrelación en ensayos de tracción, flexión, compresión y dinámicos. Las FBGs han sido también caracterizadas para medición de incrementos térmicos con termopares como sensor de referencia. Se han implementado distintos métodos teóricos y experimentales para la conversión de la longitud de onda en temperatura. Los mejores resultados se han conseguido

mediante métodos experimentales, en especial el de tipo hiperbólico.

Como parte del primer objetivo, el autor ha desarrollado también un algoritmo que permite analizar la señal devuelta por sensores FBG con birrefringencia. Este método posibilita el seguimiento de cada uno de los picos surgidos en el espectro, permitiendo en el futuro operar los sensores birrefringentes y estudiar el efecto en la señal de los esfuerzos transversales a la fibra. Además, se ha demostrado experimentalmente que la birrefringencia tiende a remitir si los elementos sensorizados se someten a temperaturas superiores a 25°C.

El segundo objetivo se centra en explorar las distintas posibilidades de instalar sensores de fibra en laminados de carbono y determinar la posición más adecuada. A partir de los ensayos mecánicos de fibra embebida se ha verificado que su inclusión no modifica la tensión de rotura media del material, aunque puede elevar ligeramente la desviación típica (4 % de σ) en función de la configuración adoptada (longitudinal/transversal) en el interior del laminado. Los ensayos de flexión han puesto de manifiesto que las fibras embebidas pueden medir niveles de deformación inferiores al máximo debido a su posición en el interior del composite; por ello, se concluye que su instalación debe realizarse entre las capas más superficiales de la estructura, para paliar la infraestimación de deformaciones.

El tercer objetivo de esta Tesis se enfoca en la realización de demostradores tecnológicos que permitan explotar las capacidades de los sensores de fibra. El autor ha diseñado y fabricado un acelerómetro de bajo peso (9,19 g) basado en fibra y multiplexable con otros sensores. Se han realizado ensayos de prueba y validación frente a FBGs embebidas, acelerómetros comerciales y MEMS, obteniéndose una sensibilidad y un rango de trabajo en la línea de lo establecido en el estado del arte actual, con una frecuencia de resonancia alta en comparación con los sensores disponibles en la literatura científica. La medición de aceleración es importante en el contexto de la monitorización de estructuras cuando estas sufren esfuerzos dinámicos. La utilización de FBGs como sensores de deformación y aceleración permite obtener una visión completa sobre el estado de una estructura solicitada por esfuerzos estáticos y dinámicos mediante un único principio de medición.

Además, se ha desarrollado con éxito un sistema de monitorización estructural sobre un ala de composite perteneciente a un UAS. Las lecturas de los sensores se han validado mediante modelos numéricos y ensayos estáticos y dinámicos. Se han

implementado una serie de algoritmos computacionalmente sencillos, pero potentes y robustos, que permiten el acceso a distintos tipos de capacidades en tiempo real. Se han podido accionar alarmas y desplegar mecanismos a ciertos niveles de deformación preestablecidos; contar y agrupar ciclos de carga, y estimar la deformada en base a los datos obtenidos de los sensores. También ha podido detectarse la resonancia, pero no en tiempo real. Estas capacidades se encuentran orientadas hacia el incremento de la seguridad, la optimización de las operaciones de mantenimiento, el concepto de *Smart Structures*, la optimización de autopilotos en función de criterios estructurales y la implementación de la aerodinámica de alas flexibles.

Participando del tercer y cuarto objetivo de esta Tesis se ha instrumentado una cabina real de un avión fabricada en CFRP. Se implementaron 4 líneas de fibra (con 24 sensores en total) en distintas regiones del elemento. Las redes de Bragg se instalaron en zonas cercanas a galgas extensiométricas para reforzar su medida. Los niveles de deformación obtenidos por medio de galga y fibra fueron análogos. Durante el despliegue de las líneas de fibra no se produjo ninguna rotura. Posteriormente, debido a labores de manipulación y almacenaje, una línea quedó inaccesible y otra sufrió una rotura. Gracias a la estrategia de instalación y conexiones realizadas se pudieron leer todos los sensores que quedaron disponibles.

Los primeros pasos de esta Tesis en CATEC se realizan bajo un nivel de disponibilidad tecnológico de las redes de Bragg de IV-“validación de componentes en laboratorio”. La caracterización mecánica y térmica de la fibra en posición encolada y embebida, el tratamiento de la birrefringencia junto con la medición de aceleraciones e implementación de los sensores en las estructuras reales permite elevar el nivel de disponibilidad tecnológico (TRL) de las FBGs hasta VI-“Prototipo de demostración en ambiente relevante”, cumpliendo con ello el quinto objetivo de la presente Tesis.

Durante la elaboración de este trabajo se ha puesto de manifiesto la necesidad de trabajos futuros que continúen elevando el nivel TRL y permitan finalmente la implementación de redes de Bragg en producción en ambientes aeroespaciales. Se proponen las siguientes líneas de investigación como trabajos futuros:

- Incremento de la robustez del algoritmo de seguimiento multipico y su uso para el estudio de estructuras sometidas a esfuerzos mecánico-

térmicos complejos. La utilización de redes neuronales podría mejorar la velocidad y la robustez del seguimiento y asignación de picos.

- Diseño e implementación de sistemas de monitorización estructural en UAS. Los UAS suponen una plataforma de experimentación excepcional, que permiten la maduración de tecnologías novedosas de forma más rápida, barata y segura que en aeronaves tripuladas. Las aplicaciones de la red de sensores pueden extenderse desde la monitorización de curado, control de defectos de fabricación y problemas durante el ensamblaje, hasta algoritmos de detección de daño y estrategias de comunicación con el autopiloto y la GCS (*Ground Control Station*).
- Mayor reducción de tamaño y peso en acelerómetros de fibra y aplicación a acelerómetros triaxiales. La utilización de redes marcadas con longitudes inferiores a 10 mm podría permitir miniaturizar el diseño. Incremento de la rigidez transversal del sensor para no tener el problema de los modos de flexión en el interior del rango de uso.
- Aplicación de métodos basados en *principal component analysis* (PCA) para la detección de daño en CFRP a través FBGs. En los diferentes estados del arte de este trabajo queda patente que se trata de metodologías muy prometedoras y que alcanzan gran potencia cuando se combinan con sensores de fibra.
- La aplicación de *Big Data* y técnicas de *Machine Learning* o *Deep Learning* a la monitorización estructural es sin duda una línea de investigación a tratar a medio o largo plazo, ya que pueden dotar a estos sistemas de gran potencia y capacidad de detección.

REFERENCIAS

- [1] M. Darecki, C. Edelstenne, T. Enders, E. Fernandez, P. Hartman, J.-P. Herteman, M. Kerkloh, I. King, P. Ky, M. Mathieu, G. Orsi, G. Schotman, C. Smith, J.-D. Wörner, Flightpath 2050, 2011. doi:10.2777/50266.
- [2] IATA's Maintenance Cost Task Force, Airline Maintenance cost executive commentary, 2015. doi:10.4271/400063.
- [3] <https://www.iata.org>, (n.d.).
- [4] ACARE, Strategic Research & Innovation Agenda, 2012.
- [5] L. Molent, B. Aktepe, Review of fatigue monitoring of agile military aircraft, Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 23 (2000) 767–785. doi:10.1046/j.1460-2695.2000.00330.x.
- [6] Clean Sky program official website, (n.d.). <http://www.cleansky.eu/>.
- [7] NASA, Press Release: NASA Begins Work to Build a Quieter Supersonic Passenger Jet, (n.d.). <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-begins-work-to-build-a-quieter-supersonic-passenger-jet>.
- [8] Aerion Corporation, Aerion and Airbus Group Announce New Agreement , Expanded Collaboration, (2015). <http://www.aerionsupersonic.com/press-center/>.
- [9] F. TIBYTT, Aerion AS2, el nuevo «jet» supersónico, Azureazure. (n.d.). <http://azureazure.com/antojos/aerion-as2-nuevo-jet-supersonico>.
- [10] Y.C. Eugénio Ferreira, Marco Prampolini, Space aircraft, US 20150344158 A1, 2015.
- [11] M. Prampolini, Y. Coraboeuf, Ultra-rapid air vehicle and related method for aerial locomotion, US 9079661 B2, 2015.
- [12] BOOM Supersonics, BOOM supersonics website, (2017). <https://boomsupersonic.com/>.
- [13] T.J. Matarazzo, S.G. Shahidi, S.N. Pakzad, Exploring the Efficiency of

- BIGDATA Analyses in SHM, in: F.-K. Chang, F. Kopsaftopoulos (Eds.), Tenth Int. Work. Struct. Heal. Monit., 2015. doi:10.12783/SHM2015/369.
- [14] SAE, SAE ARP 6461 Standard - Guidelines for Implementation of Structural Health Monitoring on Fixed Wing Aircraft, (2013) 95.
- [15] C. Bockenheimer, C. Paget, H. Speckmann, Guided technology development and maturity assessment of SHM in Airbus, in: 2009: pp. 183–189. http://www.scopus.com/scopus/openurl/link.url?ctx_ver=Z39.88-2004&ctx_enc=info:ofi/enc:UTF-8&svc_val_fmt=info:ofi/fmt:kev:mtx:sch_svc&svc.citedby=yes&rft_id=info:eid/2-s2.0-84945187730&rft_id=http://search.ebscohost.com&rft_dat=partnerid:nnviukwx&rft_dat=.
- [16] Testia, TESTIA website, (n.d.). <http://www.testia.com/>.
- [17] European Defense Agency, EDA Kicks Off Aircraft Structural Health Monitoring Project, (2012). <https://www.eda.europa.eu/info-hub/press-centre/latest-news/2012/12/13/eda-kicks-off-aircraft-structural-health-monitoring-project>.
- [18] C.C. Ciang, J.R. Lee, H.J. Bang, Structural health monitoring for a wind turbine system: a review of damage detection methods, Meas. Sci. Technol. 19 (2008) 122001. doi:10.1088/0957-0233/19/12/122001.
- [19] C.R. Farrar, K. Worden, Structural Health Monitoring a Machine Learning Perspective, 2013.
- [20] H. Sohn, C.R.C.R. Farrar, N.F.N.F. Hunter, K. Worden, Structural Health Monitoring Using Statistical Pattern Recognition Techniques, J. Dyn. Syst. Meas. Control. 123 (2001) 706. doi:10.1115/1.1410933.
- [21] M. Martinez-Luengo, A. Kolios, L. Wang, Structural health monitoring of offshore wind turbines: A review through the Statistical Pattern Recognition Paradigm, Renew. Sustain. Energy Rev. 64 (2016) 91–105. doi:10.1016/j.rser.2016.05.085.
- [22] A. Rytter, Vibrational Based Inspection of Civil Engineering Structures., Aalborg University, 1993.
- [23] D.L. Balageas, Structural health monitoring R & D at the “European

- Research Establishments in Aeronautics" (EREA), *Aerosp. Sci. Technol.* 6 (2002) 159–170. doi:10.1016/S1270-9638(01)01140-3.
- [24] <https://www.eurocontrol.int>, (n.d.).
- [25] K. Worden, C.R. Farrar, G. Manson, G. Park, The fundamental axioms of structural health monitoring, *Proc. R. Soc. A Math. Phys. Eng. Sci.* 463 (2007) 1639–1664. doi:10.1098/rspa.2007.1834.
- [26] C. Farrar, G. Park, K. Worden, Complexity: A new axiom for Structural Health Monitoring, in: 2010: pp. 882–888. <http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=edselc&AN=edselc.2-52.0-84869842281&site=eds-live>.
- [27] G.E. Hinton, T.J. Sejnowski, *Unsupervised learning: foundations of neural computation*, MIT Press, 1999.
- [28] J.M.W. Brownjohn, Structural health monitoring of civil infrastructure, *Philos. Trans. R. Soc. a-Mathematical Phys. Eng. Sci.* (2007) 589–622. doi:DOI 10.1098/rsta.2006.1925.
- [29] J.P. Lynch, An overview of wireless structural health monitoring for civil structures., *Philos. Trans. A. Math. Phys. Eng. Sci.* 365 (2007) 345–72. doi:10.1098/rsta.2006.1932.
- [30] C.R. Farrar, K. Worden, An introduction to structural health monitoring., *Philos. Trans. R. Soc.* 365 (2007) 303–15. doi:10.1098/rsta.2006.1928.
- [31] S.W. Doebling, C.R. Farrar, M.B. Prime, D.W. Shevits, Damage identification and health monitoring of structural and mechanical systems from changes in their vibration characteristics: a literature review, Technical Report, 1996. doi:10.2172/249299.
- [32] H. Sohn, C.R. Farrar, F.M. Hemez, D.D. Shunk, D.W. Stinemates, B.R. Nadler, J.J. Czarnecki, A Review of Structural Health Monitoring Literature: 1996 – 2001, technical report. Report number LA-13976-MS, 2004.
- [33] E. Papatheou, G. Manson, R.J. Barthorpe, K. Worden, The use of pseudo-faults for damage location in SHM: An experimental investigation on a Piper Tomahawk aircraft wing, *J. Sound Vib.* 333 (2014) 971–990. doi:10.1016/j.jsv.2013.10.013.

- [34] N. Dervilis, M. Choi, S.G. Taylor, R.J. Barthorpe, G. Park, C.R. Farrar, K. Worden, On damage diagnosis for a wind turbine blade using pattern recognition, *J. Sound Vib.* 333 (2014) 1833–1850. doi:10.1016/j.jsv.2013.11.015.
- [35] T.J. Johnson, R.L. Brown, D.E. Adams, M. Schiefer, Distributed structural health monitoring with a smart sensor array, *Mech. Syst. Signal Process.* 18 (2004) 555–572. doi:10.1016/S0888-3270(03)00002-5.
- [36] M. Solís, M. Algaba, P. Galvín, Continuous wavelet analysis of mode shapes differences for damage detection, *Mech. Syst. Signal Process.* 40 (2013) 645–666. doi:10.1016/j.ymssp.2013.06.006.
- [37] M. Solis, M. Algaba, P. Galvín, Crack Location in Beams Using Wavelet Analysis, *Key Eng. Mater.* 569 (n.d.) 1021–1028. doi:10.10139826;16629795.
- [38] S. O'Connor, J. Kim, J.P. Lynch, K.H. Law, L. Salvino, Fatigue Life Monitoring of Metallic Structures By Decentralized Rainflow (Smais2010-3839), (2010) 1–9.
- [39] V.Y. Senyurek, Detection of cuts and impact damage at the aircraft wing slat by using Lamb wave method, *Meas. J. Int. Meas. Confed.* 67 (2015) 10–23. doi:10.1016/j.measurement.2015.02.007.
- [40] X. Zhao, T. Qian, G. Mei, C. Kwan, R. Zane, C. Walsh, T. Paing, Z. Popovic, Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring, *Smart Mater. Struct.* 16 (2007) 1218–1225. doi:10.1088/0964-1726/16/4/032.
- [41] X. Zhao, H. Gao, G. Zhang, B. Ayhan, F. Yan, C. Kwan, J. L. Rose, Active health monitoring of an aircraft wing with an embedded piezoelectric sensor/actuator network: II. Wireless approaches, *Smart Mater. Struct.* 16 (2007) 1218–1225. doi:10.1088/0964-1726/16/4/033.
- [42] P. Moyo, J.M.W. Brownjohn, R. Suresh, S.C. Tjin, Development of fiber Bragg grating sensors for monitoring civil infrastructure, *Eng. Struct.* 27 (2005) 1828–1834. doi:10.1016/j.engstruct.2005.04.023.
- [43] H. Guo, G. Xiao, N. Mrad, J. Yao, Fiber optic sensors for structural health monitoring of air platforms, *Sensors.* 11 (2011) 3687–3705. doi:10.3390/s110403687.

- [44] J. Güemes, J. Menendez, M. Frövel, I. Fernandez, J. Pintado, Experimental analysis of buckling in aircraft skin panels by fibre optic sensors, *Smart Mater. Struct.* 10 (2001) 490–496. doi:S0964-1726(01)22805-5.
- [45] I. Kressel, B. Dorfman, Y. Botsev, A. Handelman, J. Balter, A.C.R. Pillai, M.H. Prasad, N. Gupta, A.M. Joseph, R. Sundaram, M. Tur, Flight validation of an embedded structural health monitoring system for an unmanned aerial vehicle, *Smart Mater. Struct.* 24 (2015) 75022. doi:10.1088/0964-1726/24/7/075022.
- [46] R. Di Sante, *Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications.*, Sensors (Basel). 15 (2015) 18666–713. doi:10.3390/s150818666.
- [47] E.J. Friebele, C.G. Askins, G. a. Miller, J.R. Peele, L.R. Wasserman, Optical fiber sensors for spacecraft: applications and challenges, *Smart Mater. Struct.* 8 (1999) 813. doi:10.1117/12.562393.
- [48] P. Biswas, S. Bandyopadhyay, K. Kesavan, S. Parivallal, B.A. Sundaram, K. Ravisankar, K. Dasgupta, Investigation on packages of fiber Bragg grating for use as embeddable strain sensor in concrete structure, *Sensors Actuators A Phys.* 157 (2010) 77–83. doi:10.1016/j.sna.2009.10.020.
- [49] C. Merzbacher, A. Kersey, E. Friebele, Fiber optic sensors in concrete structures : a review, *Smart Mater. Struct.* 5 (1996) 196.
- [50] E. Udd, *Fiber Optic Smart Structures*, in: *IEEE Proc.*, Troutdale, Oregon, 1996.
- [51] A.K. Green, M. Zaidman, E. Shafir, M. Tur, S. Gali, Infrastructure development for incorporating fibre-optic sensors in composite materials, 9 (2000) 316–321. <http://gateway.isiknowledge.com/gateway/Gateway.cgi?&GWVersion=2&SrcAuth=EBSCO&SrcApp=EDS&DestLinkType=CitingArticles&KeyUT=000087914700012&DestApp=WOS>.
- [52] K. Shivakumar, L. Emmanwori, Mechanics of Failure of Composite Laminates with an Embedded Fiber Optic Sensor, *J. Compos. Mater.* 38 (2004) 669–680. doi:10.1177/0021998304042393.
- [53] K. Peters, S. Kim, W. Kang, M. Jeong, I. Lee, Deflection estimation of a wind

- turbine blade using FBG sensors embedded in the blade bonding line, *Smart Mater. Struct.* 22 (2013) 125004. doi:10.1088/0964-1726/22/12/125004.
- [54] G.C. Kahandawa, J. Epaarachchi, H. Wang, K.T. Lau, Use of FBG sensors for SHM in aerospace structures, *Photonic Sensors*. 2 (2012) 203–214. doi:10.1007/s13320-012-0065-4.
- [55] R. Montanini, L. D’Acquisto, Simultaneous measurement of temperature and strain in glass fiber/epoxy composites by embedded fiber optic sensors: I. Cure testing, *Smart Mater. Struct.* 16 (2007) 1718–1726. doi:10.1088/0964-1726/16/5/026.
- [56] K. Chandler, S. Ferguson, T. Graver, A. Csipkes, A. Mendez, On-line structural health and fire monitoring of a composite personal aircraft using an FBG sensing system., in: *Proc. SPIE*, 2008: p. 69330H, 6p. doi:10.1117/12.783125.
- [57] Z. Zhou, J. Ou, No, in: *Proc. North Am. Euro-Pacific Work. Sens. Issues Civ. Struct. Heal. Monit.*, Oahu, Hawai, 2004: pp. 197–198.
- [58] W.L. Shulz, J.P. Conte, E. Udd, J.M. Seim, N, in: *Proc. Second Work. Adv. Technol. Urban Earthq. Disaster Mitig.*, Kyoto (Japan), 2000.
- [59] N. Gutierrez, R. Fernandez, S. Gonzalez, F. Lasagni, Different configurations for the Embedding of fiber optic sensors, in: *Int. Conf. Compos. Struct.*, Oporto, 2013.
- [60] Loctite, Loctite® 401™ Datasheet, (2012).
- [61] P. Eur, M. Kgaa, Ficha de Datos de Seguridad, Toxicology. 2006 (2007) 1–5.
- [62] HBM, X60 A Datasheet, (2015) 3–7.
- [63] T. Erdogan, Fiber grating spectra, *J. Light. Technol.* 15 (1997) 1277–1294. doi:10.1109/50.618322.
- [64] R. Kashyap, Fiber bragg gratings, Academic press, 1999.
- [65] J.A. Barlow, D.N. Payne, The Stress-Optic Effect in Optical Fibers, *Opt. Quantum Electron.* 19 (1983) 834–839. doi:10.1109/JQE.1983.1071934.
- [66] A. Othonos, K. Kalli, Fiber Bragg gratings: fundamentals and applications in telecommunications and sensing, Artech House, 1999.

- [67] H. Venghaus, *Wavelength filters in fibre optics*, springer, 2006.
- [68] G. Luyckx, E. Voet, N. Lammens, J. Degrieck, Strain measurements of composite laminates with embedded fibre bragg gratings: Criticism and opportunities for research, *Sensors*. 11 (2011) 384–408. doi:10.3390/s110100384.
- [69] Fibercore, <http://www.fibercore.com>, (n.d.).
- [70] K. Sugden, L. Zhang, J.A.R. Williams, R.W. Fallon, L.A. Overall, K.E. Chisholm, I. Bennion, Fabrication and Characterization of Bandpass Filters Based on Concatenated Chirped Fiber Gratings, *Lightwave*. 15 (1997) 1424–1432.
- [71] D. Kinet, P. Mégret, K.W. Goossen, L. Qiu, D. Heider, C. Caucheteur, Fiber Bragg grating sensors toward structural health monitoring in composite materials: challenges and solutions, *Sensors (Basel)*. 14 (2014) 7394–7419. doi:10.3390/s140407394.
- [72] M. Kreuzer, Strain measurement with fiber bragg grating sensors, HBM, Darmstadt, S2338-1.0 E. (2006). https://micronoptics.com/uploads/library/documents/FBGS_StrainMeasurement_mo.pdf.
- [73] <http://www.micronoptics.com/>, (n.d.).
- [74] I.I.I. Shenton Harry W., M.J. Chajes, G. Wenczel, N. Ramanna, H. Al-Khateeb, K. Davidson, P. Marquez, Structures Congress 2014, (2014) 345. doi:10.1061/9780784413357.032.
- [75] K. Chethana, G.P.A. S, H.N. Vikranth, H. Varun, S.N. Omkar, S. Asokan, Fiber Braggs Grating Sensor Based Instrumentation to Evaluate Postural Balance and Stability on an Unstable Platform, *Int. J. Mech. Aerospace, Ind. Mechatron. Manuf. Eng.* 9 (2015) 96–101.
- [76] <http://www.micronoptics.com/product/dynamic-optical-sensing-interrogator-sm130/>, (n.d.).
- [77] <http://www.fbgs.com/>, (n.d.).
- [78] <http://www.ni.com/opticalsensing/esa/>, (n.d.).
- [79] <https://www.hbm.com/en/4604/fs22-industrial-braggmeter-optical->

- interrogator/, (n.d.).
- [80] Technica SA, (n.d.). <http://www.technicasa.com/>.
- [81] Micron Optics, Micron Optics User Guide rev 1.138, 2012. www.micronoptics.com.
- [82] R. Di Sante, L. Donati, Strain monitoring with embedded Fiber Bragg Gratings in advanced composite structures for nautical applications, *Meas. J. Int. Meas. Confed.* 46 (2013) 2118–2126. doi:10.1016/j.measurement.2013.03.009.
- [83] Y. Okabe, S. Yashiro, R. Tsuji, T. Mizutani, N. Takeda, Effect of thermal residual stress on the reflection spectrum from fiber Bragg grating sensors embedded in CFRP laminates, *Compos. - Part A Appl. Sci. Manuf.* 33 (2002) 991–999. doi:10.1016/S1359-835X(02)00038-6.
- [84] S.D. Dyer, P.A. Williams, R.J. Espejo, J.D. Kofler, S.M. Etzel, Key metrology considerations for fiber Bragg grating sensors, 5384 (2004) 181. doi:10.1117/12.544321.
- [85] A.F. Fernandez, A. Gusarov, F. Berghmans, K. Kalli, V. Polo, H. Limberger, M. Beukema, P. Nellen, Round-robin for fibre bragg grating metrology during COST270 action, *Proc. SPIE - Int. Soc. Opt. Eng.* 5465 (2004) 210–216. doi:10.1117/12.545496.
- [86] Mathworks, Página web de Mathworks Matlab, (2018). <https://es.mathworks.com/products/matlab.html>.
- [87] G. Meltz, E. Snitzer, Fiber optic strain sensor, 1981. <https://www.google.com/patents/US4295738>.
- [88] G. Meltz, E. Snitzer, Fiber optic temperature sensor, 1981. <https://www.google.com/patents/US4295739>.
- [89] W. Morey, G. Meltz, H. Glenn, W. Glenn, Fiber optic Bragg grating sensors, *Proc. SPIE Fiber Opt. Laser Sensors VII.* 1169 (1989) 98–107. doi:10.1117/12.963022.
- [90] G. Keiser, Encyclopedia of Telecommunications, 2003. <http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&site=eds-live&db=edo&AN=14555401>.

- [91] C.-C. Cheng, Y.-L. Lo, B.S. Pun, Y.M. Chang, W.Y. Li, An Investigation of Bonding-Layer Characteristics of Substrate-Bonded Fiber Bragg Grating, *J. Light. Technol.* 23 (2005) 3907. <http://jlt.osa.org/abstract.cfm?URI=jlt-23-11-3907>.
- [92] W.Y. Li, C.C. Cheng, Y.L. Lo, Investigation of strain transmission of surface-bonded {FBGs} used as strain sensors, *Sensors Actuators A Phys.* 149 (2009) 201–207. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.sna.2008.11.011>.
- [93] Y. Bin Lin, K.C. Chang, J.C. Chern, L.A. Wang, Packaging methods of fiber-Bragg grating sensors in civil structure applications, *IEEE Sens. J.* 5 (2005) 419–423. doi:10.1109/JSEN.2005.844539.
- [94] D.C. Betz, G. Thursby, B. Culshaw, W.J. Staszewski, Advanced layout of a fiber Bragg grating strain gauge rosette, *J. Light. Technol.* 24 (2006) 1019–1026. doi:10.1109/JLT.2005.862442.
- [95] K.T. Wan, C.K.Y. Leung, N.G. Olson, Investigation of the strain transfer for surface-attached optical fiber strain sensors, *Smart Mater. Struct.* 17 (2008) 35037. doi:10.1088/0964-1726/17/3/035037.
- [96] S.M. Melle, K. Liu, R.M. Measures, Practical fiber-optic Bragg grating strain gauge system, *Appl. Opt.* 32 (1993) 3601–3609. doi:10.1364/AO.32.003601.
- [97] F. Ansari, Y. Libo, Mechanics of bond and interface shear transfer in optical fiber sensors, 124 (1998) 385. <http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&site=eds-live&db=edsgao&AN=edsgcl.20603869>.
- [98] H. Li, G. Zhou, L. Ren, D. Li, Strain Transfer Coefficient Analyses for Embedded Fiber Bragg Grating Sensors in Different Host Materials, *Eng. Mech.* 135 (2009) 1343–1354. doi:10.1061/_ASCE0733-9399_2009135:12_1343 C.
- [99] Y.E. Pak, Longitudinal shear transfer in fiber optic sensors, *Smart Mater. Struct.* 1 (1992) 57–62. doi:10.1088/0964-1726/1/1/008.
- [100] D. Bullock, J. Dunphy, G. Hufstetler, Embedded Bragg grating fiber optic sensor for composite flexbeams, in: *SPIE 1798, Fiber Opt. Smart Struct. Ski. V*, 253 (March 26, 1993), 1992. doi:10.1117/12.141321.
- [101] M.L. Dockney, I.J. Read, R.P. Foote, R.P. Tatam, Embedded optical fibre

- Bragg grating for aerospace monitoring, (1997) 8/1-8/1-8/6.
<http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=edselc&AN=edselc.2-52.0-0030650341&site=eds-live>.
- [102] J.M. Menéndez Martín, Redes de difracción de Bragg como sensores de deformación, E.T.S. de ingenieros aeronauticos (Universidad Politécnica de Madrid), 1999. <https://serviciosgate.upm.es/tesis/tesis/2859>.
- [103] K.T. Lau, L. Yuan, L.M. Zhou, J. Wu, C.H. Woo, Strain monitoring in FRP laminates and concrete beams using FBG sensors, *Compos. Struct.* 51 (2001) 9–20. doi:10.1016/S0263-8223(00)00094-5.
- [104] Y. Fan, M. Kahrizi, Characterization of a FBG strain gage array embedded in composite structure, *Sensors Actuators, A Phys.* 121 (2005) 297–305. doi:10.1016/j.sna.2005.01.021.
- [105] M. Frövel, Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg embebidos en material compuesto para medir deformaciones y temperaturas criogénicas, PhD thesis. Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronauticos, Universidad Politécnica de Madrid., 2006. http://oa.upm.es/459/1/MALTE_FROVEL.pdf (in Spanish).
- [106] R. de Oliveira, C.A. Ramos, A.T. Marques, Health monitoring of composite structures by embedded FBG and interferometric Fabry-Pérot sensors, *Comput. Struct.* 86 (2008) 340–346. doi:10.1016/j.compstruc.2007.01.040.
- [107] G. Pereira, C. Frias, H. Faria, O. Frazão, A.T. Marques, On the improvement of strain measurements with FBG sensors embedded in unidirectional composites, *Polym. Test.* 32 (2013) 99–105. doi:10.1016/j.polymertesting.2012.09.010.
- [108] R. Di Sante, L. Donati, E. Troiani, P. Proli, Evaluation of bending strain measurements in a composite sailboat bowsprit with embedded fibre Bragg gratings, *Meas. J. Int. Meas. Confed.* 54 (2014) 106–117. doi:10.1016/j.measurement.2014.04.019.
- [109] I. De Baere, E. Voet, W. Van Paepegem, J. Vlekken, V. Cnudde, B. Masschaele, J. Degrieck, Strain Monitoring in Thermoplastic Composites with Optical Fiber Sensors: Embedding Process, Visualization with Microtomography, and Fatigue Results, *J. Thermoplast. Compos. Mater.* 20 (2007) 453–472. doi:10.1177/0892705707082325.

- [110] K. Satori, K. Fukuchi, Y. Kurosawa, A. Hongo, N. Takeda, Polyimide-coated small-diameter optical fiber sensors for embedding in composite laminate structures, in: Proc. SPIE 4328, Smart Struct. Mater. 2001 Sens. Phenom. Meas. Instrum. Smart Struct. Mater. 285, Newport Beach, CA, USA, 2001: pp. 285–294. doi:10.1117/12.435531.
- [111] Micron Optics, Fiber Bragg Grating 100 Datasheet, Communic. Res. (2008) 2.
- [112] I. Deployed, Optical Sensing Interrogator sm130, (1852) 1–4.
- [113] R.P. Brent, An algorithm with guaranteed convergence for finding a zero of a function, Comput. J. 14 (1971) 422–425. doi:10.1093/comjnl/14.4.422.
- [114] R.P. Brent, Algorithms for Minimization Without Derivatives, Dover Publications, 2013. <https://books.google.es/books?id=AITCAgAAQBAJ>.
- [115] ASTM, ASTM D3039M - Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, Annu. B. ASTM Stand. 15.03 (2000) 1–13.
- [116] ASTM, E8/E8M standard test methods for tension testing of metallic materials 1, E8/E8M - 15.1 (2010) 1–27. doi:10.1520/E0008.
- [117] S. Gonzalez, PROYECTO EVA2 - Informe resultados, ensayos sobre probetas en estado de referencia, 2012.
- [118] ASTM, D7264-Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials, (n.d.).
- [119] ASTM, D7136 - Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event, (2007) 16.
- [120] Airbus, AITM1-0010 Airbus Standard for Compression After Impact (CAI), (n.d.).
- [121] ESA, Technology Readiness Level by ESA, (2015). <http://sci.esa.int/sci-ft/50124-technology-readiness-level/>.
- [122] R. Measures, S. Abrate, Structural Monitoring with Fiber Optic Technology, Academic Press, 2002. doi:10.1115/1.1445327.

- [123] M. Born, E. Wolf, Principles of optics: electromagnetic theory of propagation, interference and diffraction of light, Seventh, Cambridge University Press, 2005.
- [124] J.M. Menendez, J.A. Guemes, Bragg-grating-based multiaxial strain sensing: its application to residual strain measurement in composite laminates, *Proc. SPIE.* 3986 (2000) 271–281. doi:10.1117/12.388115.
- [125] J.A. Guemes, J.M. Menéndez, Response of Bragg grating fiber-optic sensors when embedded in composite laminates, 62 (2002) 959. doi:10.1016/S0266-3538(02)00010-6.
- [126] H.S. and J.S.S. R.B. Wagreih, W.A. Atia, Effects of diametric load on fibre Bragg gratings fabricated in low birefringent fibre, *Electron. Lett.* 32 (1996) 1223–1224. doi:10.1049/el:19960806.
- [127] R. Gafsi, M.A. El-Sherif, Analysis of Induced-Birefringence Effects on Fiber Bragg Gratings, *Opt. Fiber Technol.* 6 (2000) 299–323. doi:10.1006/ofte.2000.0333.
- [128] C.M. Lawrence, D. V. Nelson, E. Udd, T. Bennett, A fiber optic sensor for transverse strain measurement, *Exp. Mech.* 39 (1999) 202–209. doi:10.1007/BF02323553.
- [129] C. Caucheteur, S. Member, S. Bette, M. Wuilpart, S. Sales, J. Capmany, P. Mégret, Transverse Strain Measurements Using the Birefringence Effect in Fiber Bragg Gratings, *IEEE Photonics Technol. Lett.* 19 (2007) 966–968. doi:10.1109/LPT.2007.897566.
- [130] T. Yamate, R. Schroeder, R.T. Ramos, E. Udd, Separation method of dual peaks produced by birefringence using polarization control, in: *Proc. OFS, 2003*; p. Volume 16; 64-67.
- [131] T. Tsukada, S. -i. Takeda, S. Minakuchi, Y. Iwahori, N. Takeda, Evaluation of the influence of cooling rate on residual strain development in unidirectional carbon fibre/polyphenylenesulfide laminates using embedded fibre Bragg grating sensors, *J. Compos. Mater.* (2016). doi:10.1177/0021998316662327.
- [132] S. Huang, M.M. Ohn, M. LeBlanc, R.M. Measures, Continuous arbitrary strain profile measurements with fiber Bragg gratings, *Smart Mater. Struct.*

- 7 (1999) 248–256. doi:10.1088/0964-1726/7/2/012.
- [133] D.H. Kang, S.O. Park, C.S. Hong, C.G. Kim, The signal characteristics of reflected spectra of fiber Bragg grating sensors with strain gradients and grating lengths, *NDT E Int.* 38 (2005) 712–718. doi:10.1016/j.ndteint.2005.04.006.
- [134] C.A. Black, E. Udd, W.L. Schulz, S.T. Kreger, M. Kunzler, T. Taylor, R.W. Lumsden, D. Heider, Z. Yu, Using multi-axis fiber grating strain sensors to measure transverse strain and transverse strain gradients in composite materials with complex weave structures, *SPIE's 9th Annu. Int. Symp. Smart Struct. Mater.* 4694 (2002) 162–167. doi:10.1117/12.472613.
- [135] S. Takeda, Y. Okabe, N. Takeda, Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors, *Compos. - Part A Appl. Sci. Manuf.* 33 (2002) 971–980. doi:10.1016/S1359-835X(02)00036-2.
- [136] S. Takeda, Y. Okabe, T. Yamamoto, N. Takeda, Detection of edge delamination in CFRP laminates under cyclic loading using small-diameter FBG sensors, *Compos. Sci. Technol.* 63 (2003) 1885–1894. doi:10.1016/S0266-3538(03)00159-3.
- [137] S. Takeda, S. Minakuchi, Y. Okabe, N. Takeda, Delamination monitoring of laminated composites subjected to low-velocity impact using small-diameter FBG sensors, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.* 36 (2005) 903–908. doi:10.1016/j.compositesa.2004.12.005.
- [138] S. Yashiro, N. Takeda, T. Okabe, H. Sekine, A new approach to predicting multiple damage states in composite laminates with embedded FBG sensors, *Compos. Sci. Technol.* 65 (2005) 659–667. doi:10.1016/j.compscitech.2004.09.022.
- [139] T. Mizutani, Y. Okabe, N. Takeda, Quantitative evaluation of transverse cracks in carbon fiber reinforced plastic quasi-isotropic laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors, *Smart Mater. Struct.* 12 (2003) 898–903. doi:10.1088/0964-1726/12/6/006.
- [140] M. Ramakrishnan, G. Rajan, Y. Semenova, G. Farrell, Overview of Fiber Optic Sensor Technologies for Strain/Temperature Sensing Applications in Composite Materials., *Sensors (Basel)*. 16 (2015) 99. doi:10.3390/s16010099.

- [141] N. Takeda, Y. Okabe, T. Mizutani, Damage detection in composites using optical fibre sensors, *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.* 221 (2007) 497–508. doi:10.1243/09544100JAERO148.
- [142] Analog Devices, TMP36 DataSheet, 2008. http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/Content/Activities/TMP35_36_37.pdf.
- [143] A. Foundation, Arduino UNO official site, (n.d.). <http://www.arduino.org/products/boards/arduino-uno>.
- [144] 3D systems HiQ Sinterstation, (n.d.). <http://www.agile-manufacturing.com/product/used-3d-printers/sinterstation-hiq.html>.
- [145] 3D Systems Corporation, DuraForm® PA Plastic, (2010). http://www.3dsystems.com/sites/www.3dsystems.com/files/DS_DuraForm_PA_US.pdf.
- [146] B. Kim, A. Nesbitt, A. Walker, P.J. Withers, Optimization and Strain Measurement of Fbg Sensors Embedded in Carbon Composites, in: *Proc. ECCM13*, 2008: pp. 1–6.
- [147] J. Matrat, K. Levin, R. Jarlås, Implementation of a Bragg Grating Strain Rosette Embedded in Composites, in: *Proc. SPIE*, 2001: pp. 168–179.
- [148] S. Pal, T. Sun, K.T. V Grattan, S.A. Wade, S.F. Collins, G.W. Baxter, B. Dussardier, G. Monnom, Non-linear temperature dependence of Bragg gratings written in different fibres, optimised for sensor applications over a wide range of temperatures, *Sensors Actuators, A Phys.* 112 (2004) 211–219. doi:10.1016/j.sna.2004.01.024.
- [149] S. Gupta, T. Mizunami, T. Yamao, T. Shimomura, Fiber Bragg grating cryogenic temperature sensors., *Appl. Opt.* 35 (1996) 5202–5. doi:10.1364/AO.35.005202.
- [150] T. Mizunami, H. Tatehata, H. Kawashima, High-sensitivity cryogenic fibre-Bragg-grating temperature sensors using Teflon substrates, *Meas. Sci. Technol.* 12 (2001) 914. doi:10.1088/0957-0233/12/7/329.
- [151] M.B. Reid, M. Ozcan, Temperature dependence of fiber optic Bragg gratings at low temperatures, *Opt. Eng.* 37 (1998) 237–240. doi:10.1117/1.601610.
- [152] N.A. Mohammed, T.A. Ali, M.H. Aly, Evaluation and performance

- enhancement for accurate FBG temperature sensor measurement with different apodization profiles in single and quasi-distributed DWDM systems, *Opt. Lasers Eng.* 55 (2014) 22–34. doi:10.1016/j.optlaseng.2013.10.013.
- [153] V.R. Mamidi, S. Kamineni, L.N.S.P. Ravinuthala, S.S. Madhuvarasu, V.R. Thumu, V.R. Pachava, K. Putha, Fiber Bragg grating-based high temperature sensor and its low cost interrogation system with enhanced resolution, *Opt. Appl.* 44 (2014) 299–308. doi:10.5277/oa140210.
- [154] S. Daud, M.A. Jalil, S. Najmee, S. Saktioto, J. Ali, P.P. Yupapin, Development of FBG sensing system for outdoor temperature environment, in: 2nd Int. Sci. Soc. Sci. Eng. Energy Conf. 2010 Eng. Sci. Manag., 2011: pp. 386–392. doi:10.1016/j.proeng.2011.03.071.
- [155] B.-O.G.B.-O. Guan, H.-Y.T.H.-Y. Tam, X.-M.T.X.-M. Tao, X.-Y.D.X.-Y. Dong, Simultaneous strain and temperature measurement using a \nsuperstructure fiber Bragg grating, *IEEE Photonics Technol. Lett.* 12 (2000) 675–677. doi:10.1109/68.849081.
- [156] P.M. Cavaleiro, F.M. Araújo, L.A. Ferreira, J.L. Santos, F. Farahi, Simultaneous measurement of strain and temperature using Bragg gratings written in germanosilicate and boron-codoped germanosilicate fibers, *IEEE Photonics Technol. Lett.* 11 (1999) 1635–1637. doi:10.1109/68.806871.
- [157] M.G. Xu, Discrimination between strain and temperature effects using dual wave-wavelength fibre grating sensors.pdf, *Electron. Lett.* (1994) 1085–1087. doi:10.1049/el:19940746.
- [158] R. Yun-Jiang, In-fibre Bragg grating sensors, *Meas. Sci. Technol.* 8 (1997) 355–375. doi:10.1088/0957-0233/8/4/002.
- [159] J. Echevarría, A. Quintela, C. Jáuregui, J.M. López-Higuera, Uniform fiber Bragg grating first- and second-order diffraction wavelength experimental characterization for strain-temperature discrimination, *IEEE Photonics Technol. Lett.* 13 (2001) 696–698. doi:10.1109/68.930418.
- [160] G. Chen, L. Liu, H. Jia, J. Yu, L. Xu, W. Wang, Simultaneous pressure and temperature measurement using Hi-Bi fiber Bragg gratings, *Opt. Commun.* 228 (2003) 99–105. doi:10.1016/j.optcom.2003.09.079.

- [161] M. Sudo, M. Nakai, K. Himeno, S. Suzuki, A. Wada, R. Yamauchi, Simultaneous Measurement of Temperature and Strain using PANDA Fiber Grating, 12th Int. Conf. Opt. Fiber Sensors. 16 (1997) OWC7. doi:10.1364/OFS.1997.OWC7.
- [162] O. Frazão, J.P. Carvalho, L.A. Ferreira, F.M. Araújo, J.L. Santos, Discrimination of strain and temperature using Bragg gratings in microstructured and standard optical fibres, Meas. Sci. Technol. 16 (2005) 2109–2113. doi:10.1088/0957-0233/16/10/028.
- [163] C. Sonnenfeld, S. Sulejmani, T. Geernaert, S. Eve, N. Lammens, G. Luyckx, E. Voet, J. Degrieck, W. Urbanczyk, P. Mergo, M. Becker, H. Bartelt, F. Berghmans, H. Thienpont, Microstructured optical fiber sensors embedded in a laminate composite for smart material applications, Sensors. 11 (2011) 2566–2579. doi:10.3390/s110302566.
- [164] H. Xu, X. Dong, Z. Yang, K. Ni, P. Shum, C. Lu, H.Y. Tam, Simple FBG sensor head design for strain-temperature discrimination, 2009 14th Optoelectron. Commun. Conf. OECC 2009. (2009) 160–161. doi:10.1109/OECC.2009.5214497.
- [165] H. Yoon, D. Marco, V. Michaud, H. Georg, A. Månson, R. Paul, C. Kim, C. Hong, In-situ simultaneous strain and temperature measurement of adaptive composite materials using a fiber Bragg grating based sensor, 2 (2005) 1–8. doi:10.1117/12.599075.
- [166] S.K. Mondal, U. Tiwari, G.C. Poddar, V. Mishra, N. Singh, S.C. Jain, S.N. Sarkar, K.D. Chattopadhyay, P. Kapur, Single fiber Bragg grating sensor with two sections of different diameters for longitudinal strain and temperature discrimination with enhanced strain sensitivity, Rev. Sci. Instrum. 80 (2009). doi:10.1063/1.3247900.
- [167] H.J. Patrick, G.M. Williams, A.D. Kersey, J.R. Pedrazzani, A.M. Vengsarkar, Hybrid fiber Bragg grating/long period fiber grating sensor for strain/temperature discrimination, IEEE Photonics Technol. Lett. 8 (1996) 1223–1225. doi:10.1109/68.531843.
- [168] S. Triollet, L. Robert, E. Marin, Y. Ouerdane, Discriminated measures of strain and temperature in metallic specimen with embedded superimposed long and short fibre Bragg gratings, Meas. Sci. Technol. 22 (2011) 15202.

- doi:10.1088/0957-0233/22/1/015202.
- [169] O. Frazão, M.J.N. Lima, J.L. Santos, Simultaneous measurement of strain and temperature using type I and type IIA fibre Bragg gratings, *J. Opt. A Pure Appl. Opt.* 5 (2003) 183–185. doi:10.1088/1464-4258/5/3/307.
- [170] M.L. Filograno, C. Chluda, D. Kinet, C. Caucheteur, P. Corredera, P. Mégret, Temperature and Strain Effects Discrimination Into Composite Materials With Embedded Dual Type I-Ia Fibre Bragg Gratings, in: *Proc. 15th Eur. Conf. Compos. Mater., Venice, 2012*: pp. 24–28.
- [171] C. Chen, J. Albert, Strain-optic coefficients of individual cladding modes of singlemode fibre: theory and experiment, *Electron. Lett.* 42 (2006) 1027. doi:10.1049/el:20061631.
- [172] E. Chehura, S.W. James, R.P. Tatam, Temperature and strain discrimination using a single tilted fibre Bragg grating, *Opt. Commun.* 275 (2007) 344–347. doi:10.1016/j.optcom.2007.03.043.
- [173] N.J. Alberto, C.A. Marques, J.L. Pinto, R.N. Nogueira, Three-parameter optical fiber sensor based on a tilted fiber Bragg grating, *Appl. Opt.* 49 (2010) 6085–6091. doi:10.1364/AO.49.006085.
- [174] D. Kinet, D. Garraý, P. Mégret, C. Caucheteur, Temperature and strain effects discrimination inside composite materials with embedded weakly tilted fibre Bragg grating, *5th Eur. Work. Opt. Fibre Sensors, EWOFS 2013*. 8794 (2013) 1–6. doi:10.1117/12.2025841.
- [175] D.B. Leviton, B.J. Frey, Temperature-dependent absolute refractive index measurements of synthetic fused silica, *Unknown*. (2008) 11. doi:10.1117/12.672853.
- [176] Intel, Intel i7 4790k details, (2014). https://ark.intel.com/es-es/products/80807/Intel-Core-i7-4790K-Processor-8M-Cache-up-to-4_40-GHz.
- [177] R. Dolbeau, Theoretical Peak FLOPS per instruction set on modern Intel CPUs, (n.d.).
- [178] K.O. Hill, G. Meltz, Fiber Bragg grating technology fundamentals and overview, *J. Light. Technol.* 15 (1997) 1263–1276. doi:10.1109/50.618320.

- [179] R. Fernandez, N. Gutierrez, H. Jimenez, F. Martin, L. Rubio, J.D. Jimenez-Vicaria, C. Paulotto, F. Lasagni, On the Structural Testing Monitoring of CFRP Cockpit and Concrete/CFRP Pillar by FBG Sensors, *Adv. Eng. Mater.* 18 (2016) 1289–1298. doi:10.1002/adem.201600065.
- [180] R. Maaskant, T. Alavie, R.M. Measures, G. Tadros, S.H. Rizkalla, a. Guha-Thakurta, Fiber-optic Bragg grating sensors for bridge monitoring, *Cem. Concr. Compos.* 19 (1997) 21–33. doi:10.1016/S0958-9465(96)00040-6.
- [181] H.S. Kim, S.H. Yoo, S.H. Chang, In situ monitoring of the strain evolution and curing reaction of composite laminates to reduce the thermal residual stress using FBG sensor and dielectrometry, *Compos. Part B Eng.* 44 (2013) 446–452. doi:10.1016/j.compositesb.2012.04.021.
- [182] G. Chiesura, A. Lamberti, Y. Yang, G. Luyckx, W. Van Paepegem, S. Vanlanduit, J. Vanfleteren, J. Degrieck, RTM production monitoring of the A380 hinge armdroop nose mechanism: A multi-sensor approach, *Sensors (Switzerland)*. 16 (2016) 1–17. doi:10.3390/s16060866.
- [183] A.D. Kersey, M.A. Davis, H.J. Patrick, M. LeBlanc, K.P. Koo, C.G. Askins, M.A. Putnam, E.J. Friebele, Fiber grating sensors, *J. Light. Technol.* 15 (1997) 1442–1463. doi:10.1109/50.618377.
- [184] S.R.K. Morikawa, A.S. Ribeiro, R.D. Regazzi, L.C.G. Valente, A.M.B. Braga, Triaxial Bragg grating accelerometer, 2002 15th Opt. Fiber Sensors Conf. Tech. Dig. OFS 2002. (2002) 95–98. doi:10.1109/OFS.2002.1000510.
- [185] A. Fender, W.N. MacPherson, R.R.J. Maier, J.S. Barton, D.S. George, R.I. Howden, G.W. Smith, B.J.S. Jones, S. McCulloch, X. Chen, R. Suo, L. Zhang, I. Bennion, Two-axis temperature-insensitive accelerometer based on multicore fiber Bragg gratings, *IEEE Sens. J.* 8 (2008) 1292–1298. doi:10.1109/JSEN.2008.926878.
- [186] Y. Zhang, X. Qiao, Q. Liu, D. Yu, H. Gao, M. Shao, X. Wang, Study on a fiber Bragg grating accelerometer based on compliant cylinder, *Opt. Fiber Technol.* 26 (2015) 229–233. doi:10.1016/j.yofte.2015.09.011.
- [187] Y. Guozhen, L. Yongqian, Y. Zhi, A novel fiber Bragg grating acceleration sensor for measurement of vibration, *Opt. - Int. J. Light Electron Opt.* 127 (2016) 8874–8882. doi:10.1016/j.ijleo.2016.06.105.

- [188] P.F.C. Antunes, C.A. Marques, H. Varum, P.S. André, Biaxial optical accelerometer and high-angle inclinometer with temperature and cross-axis insensitivity, *IEEE Sens. J.* 12 (2012) 2399–2406. doi:10.1109/JSEN.2012.2190763.
- [189] Q. Liu, X. Qiao, Z. Jia, H. Fu, H. Gao, D. Yu, Large Frequency Range and High Sensitivity Fiber Bragg Grating Accelerometer Based on Double Diaphragms, *IEEE Sens. J.* 14 (2014) 1499–1504. doi:10.1109/JSEN.2013.2296932.
- [190] Q. Jiang, M. Yang, A high sensitivity vector accelerometer based on tri-axial fiber Bragg grating, *Opt. Appl.* 42 (2012) 901–912. doi:10.5277/oa120421.
- [191] Y. Dai, G. Yin, B. Liu, G. Xu, J.M. Karanja, Medium-high frequency FBG accelerometer with integrative matrix structure, *Appl. Opt.* 54 (2015) 3115–3121.
- [192] J. Wang, G. Peng, Z. Hu, H. Yang, Y. Hu, Design and analysis of a high sensitivity FBG accelerometer based on local strain amplification, *IEEE Sens. J.* 15 (2015) 5442–5449. doi:10.1109/JSEN.2014.2370640.
- [193] L. Sun, Y. Shen, C. Cao, A novel FBG-based accelerometer with high sensitivity and temperature self-compensation, in: *Proc. SPIE*, 2009: pp. 729214–729214–10. doi:10.1117/12.815579.
- [194] S. Thériault, K.O. Hill, F. Bilodeau, D.C. Johnson, J. Albert, G. Drouin, A. Béliveau, High-g accelerometer based on an In-Fiber Bragg Grating Sensor, *Opt. Rev.* 4 (1997) 145–147. doi:10.1007/BF02936013.
- [195] J.M. López-Higuera, M.A. Morante, A. Cobo, Simple Low-Frequency Optical Fiber Accelerometer with Large Rotating Machine Monitoring, *J. Light. Technol.* 15 (1997) 1120–1130. doi:10.1109/50.596957.
- [196] S.J. Spammer, P.L. Fuhr, Temperature insensitive fiber optic accelerometer using a chirped Bragg grating, *Opt. Eng.* 39 (2000) 2177–2181. doi:10.1117/1.1305492.
- [197] P.F. Costa Antunes, H.F.T. Lima, N.J. Alberto, H. Rodrigues, P. Fernando, H. Rodrigues, P.M.F. Pinto, J.D.L. Pinto, R.N. Nogueira, H. Varum, A.G. Costa, P.S. Brito André, Optical Fiber Accelerometer System for Structural Dynamic Monitoring, *IEEE Sens. J.* 11 (2009) 1347–1354.

- doi:10.1109/JSEN.2009.2026548.
- [198] P. Antunes, H. Varum, P. André, Uniaxial fiber Bragg grating accelerometer system with temperature and cross axis insensitivity, *Measurement*. 44 (2011) 55–59. doi:10.1016/j.measurement.2010.09.013.
- [199] M. Mansoor Khan, N. Panwar, R. Dhawan, Modified cantilever beam shaped FBG based accelerometer with self temperature compensation, *Sensors Actuators A. Phys.* 205 (2014) 79–85. doi:10.1016/j.sna.2013.10.027.
- [200] Q. Liu, Z. Jia, H. Fu, D. Yu, H. Gao, X. Qiao, Double Cantilever Beams Accelerometer Using Short Fiber Bragg Grating for Eliminating Chirp, *IEEE Sens. J.* 16 (2016) 6611–6616. doi:10.1109/JSEN.2016.2588485.
- [201] N. Basumallick, P. Biswas, R. Chakraborty, S. Chakraborty, K. Dasgupta, S. Bandyopadhyay, Fibre Bragg grating based accelerometer with extended bandwidth, *Meas. Sci. Technol.* 27 (2016) 35008. doi:10.1088/0957-0233/27/3/035008.
- [202] A. Stefani, W. Yuan, S. Andresen, O. Bang, Polymer Optical Fiber Bragg Grating Sensors: Measuring Acceleration, in: 35th Aust. Conf. Opt. Fibre Technol., 2010: pp. 1–4. doi:10.1109/ACOFT.2010.5929947.
- [203] J. Wang, B. Hu, W. Li, G. Song, L. Jiang, T. Liu, Design and application of fiber Bragg grating (FBG) geophone for higher sensitivity and wider frequency range, *Meas. J. Int. Meas. Confed.* 79 (2016) 228–235. doi:10.1016/j.measurement.2015.09.041.
- [204] G.N. Levy, R. Schindel, J.P. Kruth, Rapid Manufacturing and Rapid Tooling With Layer Manufacturing (Lm) Technologies, State of the Art and Future Perspectives, *CIRP Ann. - Manuf. Technol.* 52 (2003) 589–609. doi:10.1016/S0007-8506(07)60206-6.
- [205] J.-P. Kruth, M.C. Leu, T. Nakagawa, Progress in Additive Manufacturing and Rapid Prototyping, *CIRP Ann. - Manuf. Technol.* 47 (1998) 525–540. doi:10.1016/S0007-8506(07)63240-5.
- [206] ASTM International, F2792-12a - Standard Terminology for Additive Manufacturing Technologies, *Rapid Manuf. Assoc.* (2013) 10–12. doi:10.1520/F2792-12A.2.
- [207] S.H. Huang, P. Liu, A. Mokasdar, L. Hou, Additive manufacturing and its

- societal impact: A literature review, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.* 67 (2013) 1191–1203. doi:10.1007/s00170-012-4558-5.
- [208] W.E. Frazier, Metal additive manufacturing: A review, *J. Mater. Eng. Perform.* 23 (2014) 1917–1928. doi:10.1007/s11665-014-0958-z.
- [209] S.S. Crump, Fast, precise, safe prototypes with FDM, *ASME, PED.* 50 (1991) 53–60.
- [210] J.J. Beaman, J.W. Barlow, D.L. Bourell, R.H. Crawford, H.L. Marcus, K.P. McAlea, Solid freeform fabrication: A new Direction in Manufacturing, Springer, 1997. doi:10.1007/978-1-4615-6327-3.
- [211] C. Deckard, J.J. Beaman, Process and control issues in selective laser sintering, *ASME Prod Eng Div PED.* 33 (1988) 191–197.
- [212] A. Derkevorkian, S.F. Masri, J. Alvarenga, H. Boussalis, J. Bakalyar, W.L. Richards, Strain-Based Deformation Shape-Estimation Algorithm for Control and Monitoring Applications, *AIAA J.* 51 (2013) 2231–2240. doi:10.2514/1.J052215.
- [213] A. Bertucci, A. Mornacchi, G. Jacazio, M. Sorli, A Force Control Test Rig for the Dynamic Characterization of Helicopter Primary Flight Control Systems, *Procedia Eng.* 106 (2015) 71–82. doi:10.1016/j.proeng.2015.06.010.
- [214] Dassault Systemes, Página web de Dassault Systemes Catia, (2018). <https://www.3ds.com/es/productos-y-servicios/catia/>.
- [215] M.C. Faustini, R.R. Neptune, R.H. Crawford, S.J. Stanhope, Manufacture of passive dynamic ankle-foot orthoses using selective laser sintering, *IEEE Trans. Biomed. Eng.* 55 (2008) 784–790. doi:10.1109/TBME.2007.912638.
- [216] J.Y. Taillon, F. Légeron, S. Prud'Homme, Variation of damping and stiffness of lattice towers with load level, *J. Constr. Steel Res.* 71 (2012) 111–118. doi:10.1016/j.jcsr.2011.10.018.
- [217] A. Mita, I. Yokoi, Fiber Bragg grating accelerometer for buildings and civil infrastructures, in: *Proc. SPIE*, 2001: pp. 479–486.
- [218] A. Mita, I. Yokoi, Fiber Bragg grating accelerometer for structural health monitoring, in: *Conf. Motion Vib. Control (MOVIC 2000)*, Sydney, 2000. [http://www.mita.sd.keio.ac.jp/publications/data/d200005.pdf%5Cnpapers3:](http://www.mita.sd.keio.ac.jp/publications/data/d200005.pdf%5Cnpapers3)

- //publication/uuid/78CF2EDE-76F8-4C0A-ACEB-692A0A720561.
- [219] MSC, Página web MSC PATRAN, (2018). <http://www.mscsoftware.com/product/patran>.
- [220] P. Antunes, H. Lima, J. Monteiro, P.S. Andre, Elastic constant measurement for standard and photosensitive single mode optical fibres, *Microw. Opt. Technol. Lett.* 50 (2008) 2467–2469. doi:10.1002/mop.23660.
- [221] R. Fernández, N. Gutierrez, PR-00206-TNO006_ED02 FADA-CATEC Project Report, Seville, 2013.
- [222] MicronOptics, Fiber Bragg Grating Array polyimide coating os1200 Datasheet, (2015) 1–2. http://www.micronoptics.com/wp-content/uploads/2015/12/os1200_1512.pdf.
- [223] Arduino, Página web ARDUINO Due, (2018). <https://store.arduino.cc/arduino-due>.
- [224] K. Wood, T. Brown, R. Rogowski, B. B. Jensen, Fiber optic sensors for health monitoring of morphing airframes: I. Bragg grating strain and temperature sensor, *Smart Mater. Struct.* 163 (2000) 163–169. doi:10.1088/0964-1726/9/2/306.
- [225] Y.M. Gebremichael, W. Li, W.J.O. Boyle, B.T. Meggitt, K.T. V Grattan, B. McKinley, G.F. Fernando, G. Kister, D. Winter, L. Canning, S. Luke, Integration and assessment of fibre Bragg grating sensors in an all-fibre reinforced polymer composite road bridge, *Sensors Actuators, A Phys.* 118 (2005) 78–85. doi:10.1016/j.sna.2004.08.005.
- [226] T.H.T. Chan, L. Yu, H.Y. Tam, Y.Q. Ni, S.Y. Liu, W.H. Chung, L.K. Cheng, Fiber Bragg grating sensors for structural health monitoring of Tsing Ma bridge: Background and experimental observation, *Eng. Struct.* 28 (2006) 648–659. doi:10.1016/j.engstruct.2005.09.018.
- [227] R. Ramly, W. Kuntjoro, M.K.A. Rahman, Using embedded fiber bragg grating (FBG) sensors in smart aircraft structure materials, *Procedia Eng.* 41 (2012) 600–606. doi:10.1016/j.proeng.2012.07.218.
- [228] J.H. Kim, Y.G. Lee, Y. Park, C.G. Kim, Temperature-compensated strain measurement of full-scale small aircraft wing structure using low-cost FBG interrogator, 2013 SPIE Conf. Sensors Smart Struct. Technol. Civil, Mech.

- Aerosp. Syst. 2013. 8692 (2013) 1–7. doi:10.1117/12.2011720.
- [229] I. García, J. Zubia, G. Durana, G. Aldabaldetrekú, M.A. Illarramendi, J. Villatoro, Optical Fiber Sensors for Aircraft Structural Health Monitoring, Sensors (Basel). 15 (2015) 15494–519. doi:10.3390/s150715494.
- [230] J. Sierra, A. Güemes, Damage detection in aerostructures from strain measurements, Aircr. Eng. Aerosp. Technol. 88 (2016). doi:10.1108/AEAT-11-2013-0210.
- [231] J. Sierra-Pérez, M.A. Torres-Arredondo, A. Güemes, Damage and nonlinearities detection in wind turbine blades based on strain field pattern recognition. FBGs, OBR and strain gauges comparison, Compos. Struct. 135 (2016) 156–166. doi:10.1016/j.compstruct.2015.08.137.
- [232] Matweb, (n.d.). <http://www.matweb.com>.
- [233] AKSACA, AKSACA 3K A-38 Technical Data Sheet, 2652 (2013) 1–5. www.aksaca.com.tr.
- [234] N. Gutiérrez, R. Fernández, S. González, F. Lasagni, Monitoring of Curing in CFRP by means of Embedded Fiber Optics Sensors, in: Int. Conf. Compos. Struct., Porto (Portugal), 2013. <http://paginas.fe.up.pt/~iccs17/proceeding.html>.
- [235] C. Chisari, L. Macorini, C. Amadio, B.A. Izzuddin, Optimal sensor placement for structural parameter identification, Struct. Multidiscip. Optim. (2016). doi:10.1007/s00158-016-1531-1.
- [236] J.M. Beal, A. Shukla, O.A. Brezhneva, M.A. Abramson, Optimal sensor placement for enhancing sensitivity to change in stiffness for structural health monitoring, Optim. Eng. 9 (2008) 119. doi:13894420 (ISSN).
- [237] D.C. Kammer, Sensor Placement for On-Orbit Modal Identification and Correlation of Large Space Structures, J. Guid. Control. Dyn. 14(2) (1991) 251–259. doi:10.2514/3.20635.
- [238] A.K. Chopra, Dynamics of Structures: Theory and Applications to Earthquake Engineering, Pearson/Prentice Hall, 2007. <https://books.google.es/books?id=jce0QgAACAAJ>.
- [239] W. T. Thomson, Theory of Vibration with Applications / W.T. Thomson,

2018.

- [240] R. Allemang, D. Brown, Correlation coefficient for modal vector analysis, in: Proc. Int. Modal Anal. I, 1983: pp. 110–6.
- [241] R.J. Allemang, The Modal Assurance Criterion –, 1 (2003) 14–21.
- [242] NATIONAL INSTRUMENTS, Pagina web NATIONAL INSTRUMENTS LABVIEW, (2018). <http://www.ni.com/es-es/shop/labview.html>.

ANEXO I: MATERIALES Y FABRICACIÓN

A lo largo de este trabajo se utilizan 3 tipos de probetas de fibra de carbono con resina epoxy (CFRP), que se obtienen partiendo de distintos materiales crudos, apilados y procesos de fabricación.

Para fabricar probetas mediante apilado manual de preimpregnados se procede como se indica a continuación: unas horas antes de comenzar se saca el rollo de material del congelador y se deja atemperar. Se realiza un plan de fabricación y se calculan el número de capas necesarias y la orientación. Se corta el material según el plan de fabricación. A continuación, se protege con teflón una lámina de aluminio. Sobre el teflón se van colocando las capas de preimpregnados con la secuencia de apilado correspondiente, tras cada capa se realiza un vacío parcial colocando para ello la bolsa de vacío. Posteriormente se introduce en horno o autoclave sometiéndolo a distintos ciclos de temperatura y/o presión.

Cuando se trata de material de *Tipo I* se usa material CYTEC MTM57/T700S unidireccional con una densidad laminar de 462 g/m² (fibra más resina). Se utiliza la secuencia de laminación [0,0,90,0,90,0,0] y el ciclo de curado mostrado en la Figura I-1. No se aplica presión durante el proceso, aunque se cura en el interior de una bolsa de vacío.

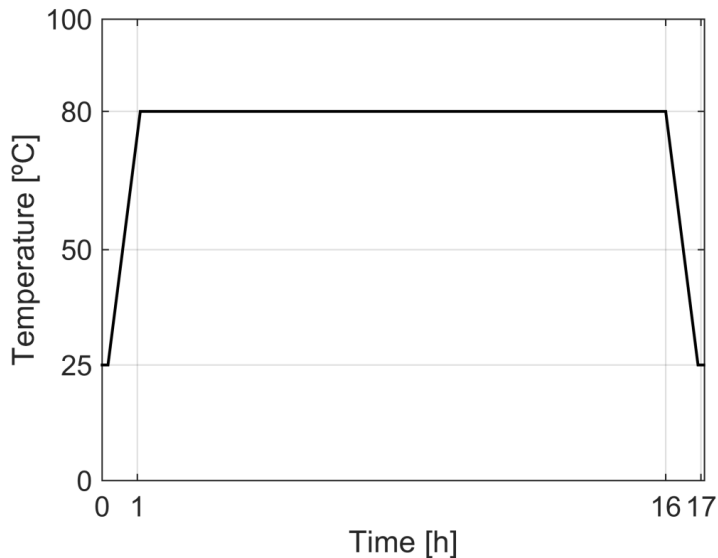


Figura I-1. Ciclo de curado de material *Tipo 1*.

El material *Tipo 2* se fabrica también mediante un proceso manual. El apilado es cuasi-isotrópico con la secuencia $[+45, -45, 0, 90, 0, -45, +45]$. El material crudo es un prepreg unidireccional HEXCEL Hexply 8552-AS4. Se curan mediante el ciclo presentado en la Figura I-2. Los tiempos indicados son aproximados. Se aplica vacío durante todo el proceso.

El material *Tipo 3* se encuentra fabricado por FIDAMC con laminado $[0_3, 90_6, 0_3]$ mediante planchas de curado y el mismo prepreg que en el *Tipo 2*, láminas unidireccionales de HEXCEL Hexply 8552-AS4. El ciclo de curado se muestra en la Figura I-3. Los tiempos indicados son aproximados. Se aplica vacío durante todo el proceso.

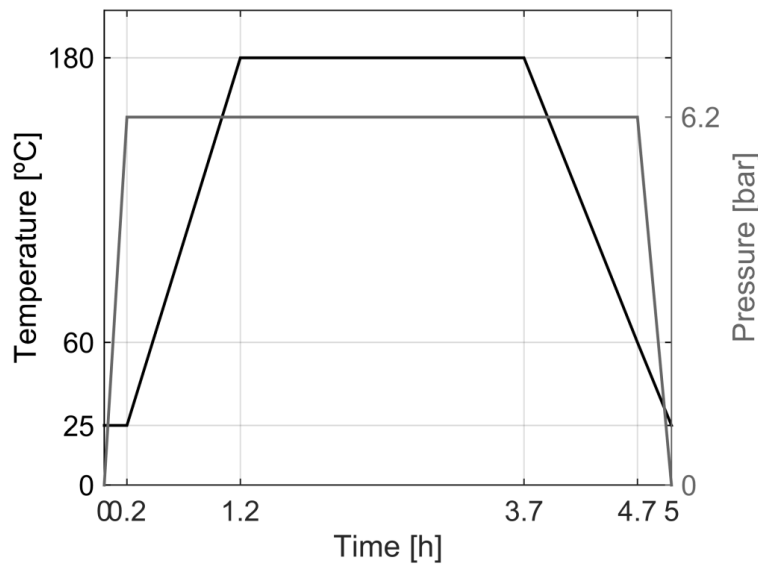


Figura I-2. Ciclo de curado de material Tipo 2.

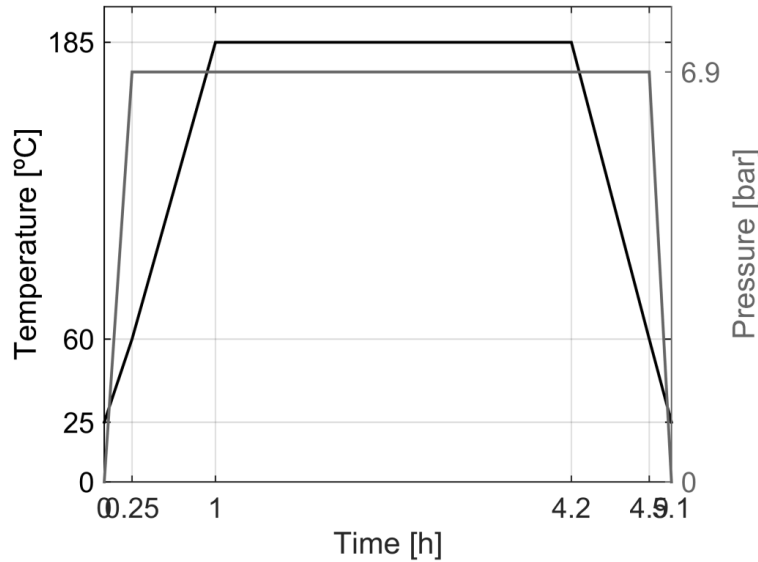


Figura I-3. Ciclo de curado de material Tipo 3.

ANEXO II: EQUIPAMIENTO

A continuación se describe el equipamiento utilizado a lo largo de esta Tesis.

MICRON OPTICS SM130-700 y sensores FBG



Figura II-1. Equipo interrogador de fibra óptica MICRON OPTICS SM130-700.

El equipo utilizado para la lectura de los sensores FBG en este trabajo es el

MICRON-OPTICS SM130-700 (Figura II-1). Se trata de un módulo de interrogación diseñado para analizar la respuesta de sensores de fibra óptica ante diversas excitaciones. Emplea el núcleo interrogador óptico x30, que incorpora un láser de barrido, lo cual lo capacita para una amplia adquisición de datos procedentes de múltiples FBGs. El equipo incluye el software MICRON OPTICS *Enlight Sensing Analysing* que proporciona numerosas herramientas para la adquisición, computación y análisis de datos. Las características técnicas se detallan en la Tabla II-1. Posee un número máximo de canales ópticos de 4, en los que puede obtener datos de hasta 80 picos hasta a un 1 KHz. El rango que maneja es de 1510-1590 nm con 2 pm de estabilidad promedio en la medida.

Características Interrogador óptico SM130-700			
Nº de canales ópticos	4	Frecuencia de barrido	1 kHz
Rango de longitud de onda	1510-1590 nm	Rango dinámico	25 dB con ganancia ajustable
Estabilidad de longitud de onda	2 pm promedio 5 pm máximo	Máxima FBG por canal	80

Tabla II-1. Características técnicas del interrogador óptico SM130-700.

Los sensores que se emplearon para los ensayos, salvo que se indique lo contrario, son los OS 1100 de MICRON OPTICS. Estas fibras contienen un único sensor de Bragg y presentan un recubrimiento de polyimida que permite la correcta transferencia de las deformaciones al núcleo de la fibra en un amplio rango de temperatura. En la Tabla II-2 se muestran las características técnicas de los sensores.

Características FGBS os 1100	
Número de sensores	1
Longitud del sensor	10 mm
Límite de deformación	5000 $\mu\epsilon$
Sensibilidad de deformación	1,2 pm/ $\mu\epsilon$
Rango de temperatura	-40 - 120°C
Respuesta térmica	9,9 pm/°C
Peso	0,15 g/m

Tabla II-2. Características técnicas del sensor de Bragg.

Máquina de ensayos ZWICK Z100

Para la realización de ensayos mecánicos en CATEC se utiliza una máquina universal de ensayos ZWICK Z100 (Figura II-2(a)) con una fuerza máxima en tracción o compresión de 100 kN y una velocidad de desplazamiento máxima del travesaño de 300 mm/min. Este dispositivo posee una célula de carga calibrada hasta 100 kN y un extensómetro digital pinzable clip-on de ZWICK de clase 0,5 según la norma EN10002-4 (Figura II-2 (c)). Para la fijación de las probetas se utiliza una mordaza de acero de apriete manual (Figura II-2(b)). Con este equipamiento la máquina se encuentra preparada para llevar a cabo ensayos de tracción según las normas ASTM D3039 y E8/E8M.

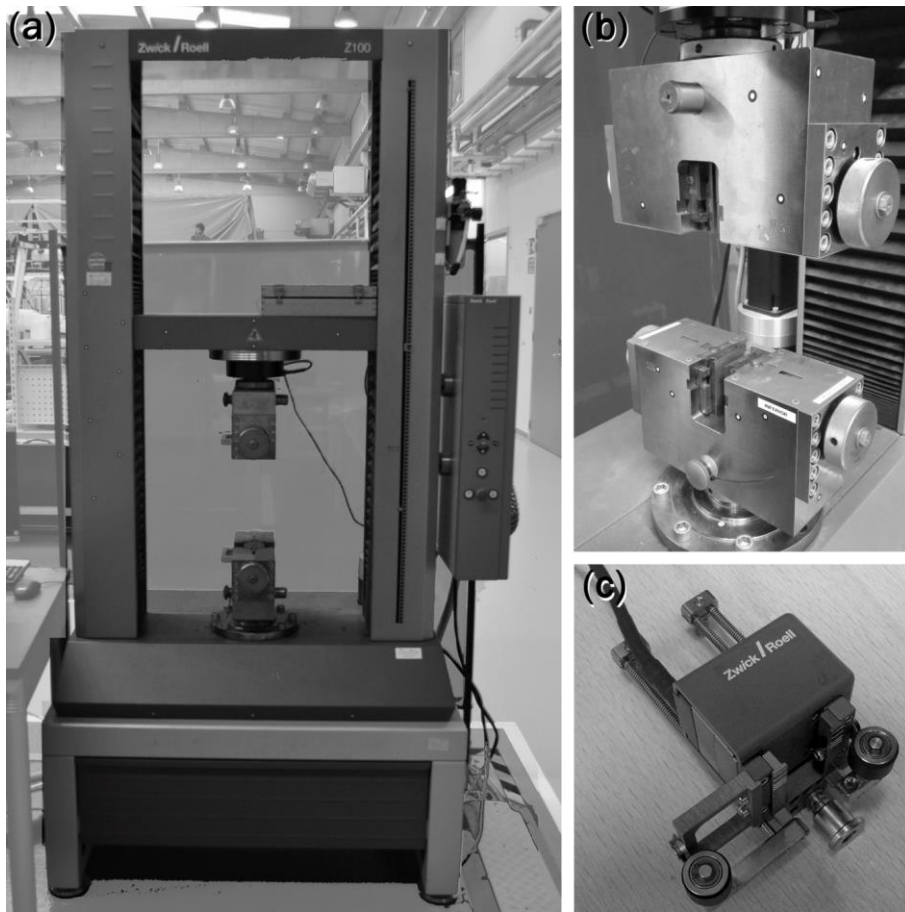


Figura II-2. Equipamiento para los ensayos de tracción: (a) Máquina universal de ensayos ZWICK Z100, (b) mordazas de tracción de apriete manual y (c) extensómetro digital clip-on.

Para ensayos de flexión se sustituyen las mordazas por unas de flexión en 3 puntos según la norma ASTM D7264 (Figura II-3 (a)). Estas permiten la modificación de la longitud entre apoyos hasta 400 mm. Los ensayos de compresión hacen uso de la misma máquina mediante la adaptación de sus mordazas. Primero se instalan unos platos de compresión (Figura II-3 (b)) y sobre estos un útil para paneles de compresión tras impacto (Figura II-3 (c)).

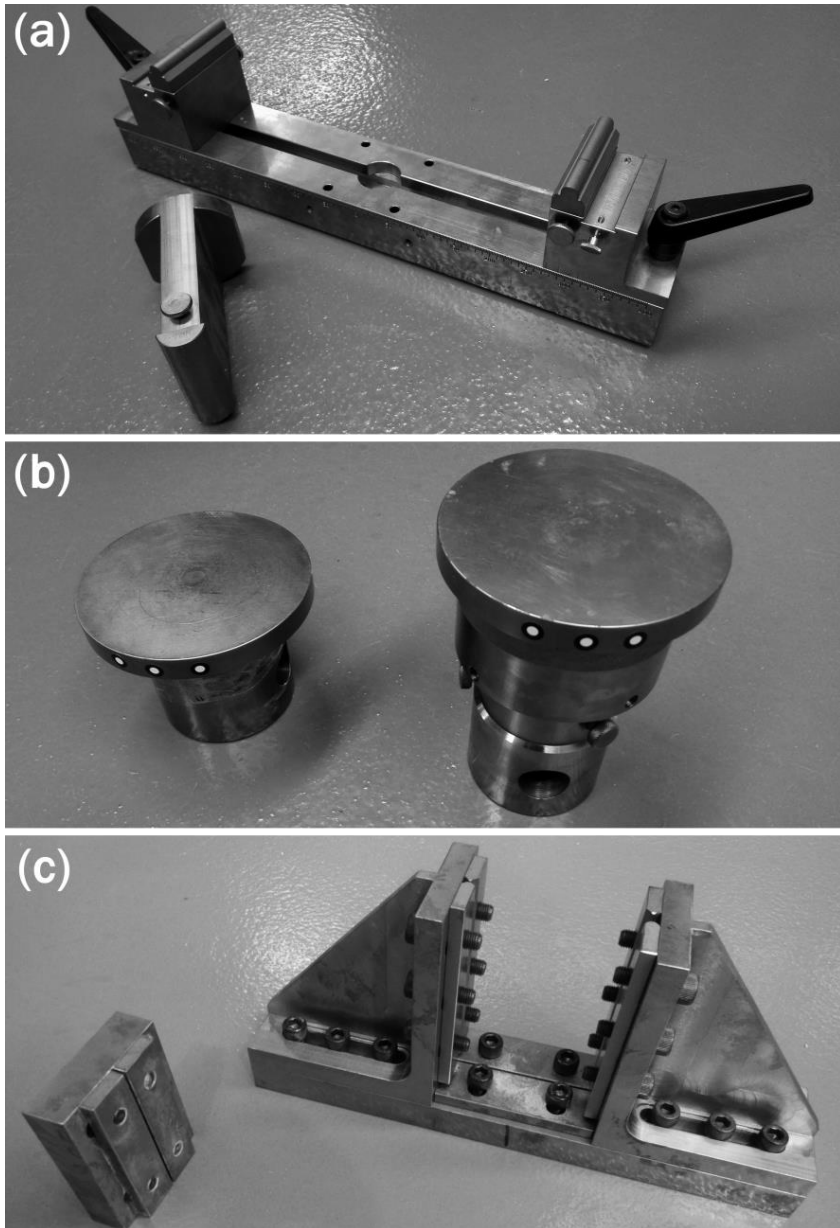


Figura II-3. Útiles de ensayo ZWICK Z100: (a) mordazas de flexión en 3 puntos, (b) platos de compresión y (c) mordazas de compresión tras impacto (CAI).

La máquina se controla por medio del software ZWICK *TestExpert*. Éste permite fijar las condiciones del ensayo, como parámetro de control, velocidad y límites, la visualización de las variables de estado en tiempo real y su exportación posterior en formato EXCEL (*xls*).

Extensimetría HBM MGC Plus, galgas y termopares

El equipo de extensimetría MGC Plus es el encargado de recoger y procesar los datos medidos con galgas extensiométricas y termopares (Figura II-4). Se trata de un bastidor, cuyas funcionalidades se pueden modificar y ampliar mediante la inserción de distintas tarjetas de adquisición y de amplificación. Se pueden incorporar hasta 16 tarjetas con un máximo de 8 canales por cada una. En este trabajo se utilizan los modelos AP809 para termopares, la AP815i para galgas extensiométricas y la ML801B para amplificación.

Incorpora el software CATMAN-AP para los procesos de adquisición, visualización y evaluación de mediciones. La velocidad máxima de recogida de datos es de 262144 valores por segundo a través de Ethernet.



Figura II-4. Equipo de extensimetría MGC Plus.

Videocorrelación GOM Aramis 5M

Cuando se usa videocorrelación, se utiliza el sistema Aramis 5M de la empresa alemana GOM. Aramis es un sistema óptico de medida de deformaciones en tres dimensiones que proporciona una representación gráfica de las medidas realizadas. El sistema está formado por dos cámaras CCD (que permiten la medida de las deformaciones en 3D), dos lámparas de iluminación LED, un sensor con un controlador y un ordenador con el software de control (Figura II-5 y II-6).

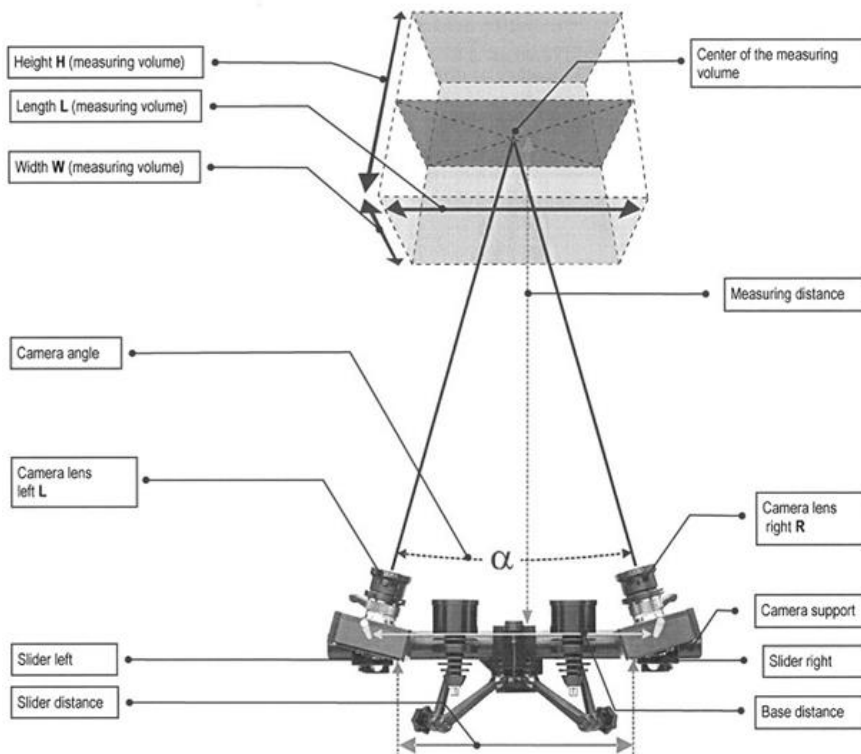


Figura II-5. Sistema de video correlación Aramis.

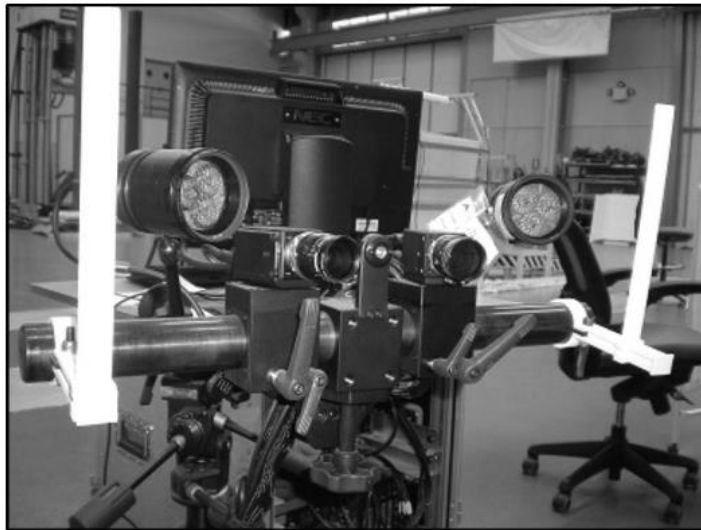


Figura II-6. Vista principal sistema Aramis.

La principal ventaja de este sistema es que proporciona las deformaciones de toda la superficie del componente ensayado sin necesidad de contacto con la misma. Además, es posible medir con el mismo sensor objetos de diferentes tamaños (desde 1 mm hasta 2000 mm) mostrando deformaciones comprendidas entre el 0,01 y el 100%.

El sistema de video correlación Aramis puede ser empleado tanto en ensayos estáticos como dinámicos.

La configuración del ensayo y el posterior procesado y análisis de resultados se realiza mediante la aplicación software Aramis, cuya versión es la v6.1. En la Figura II-7 se muestra una imagen del entorno de trabajo del software.

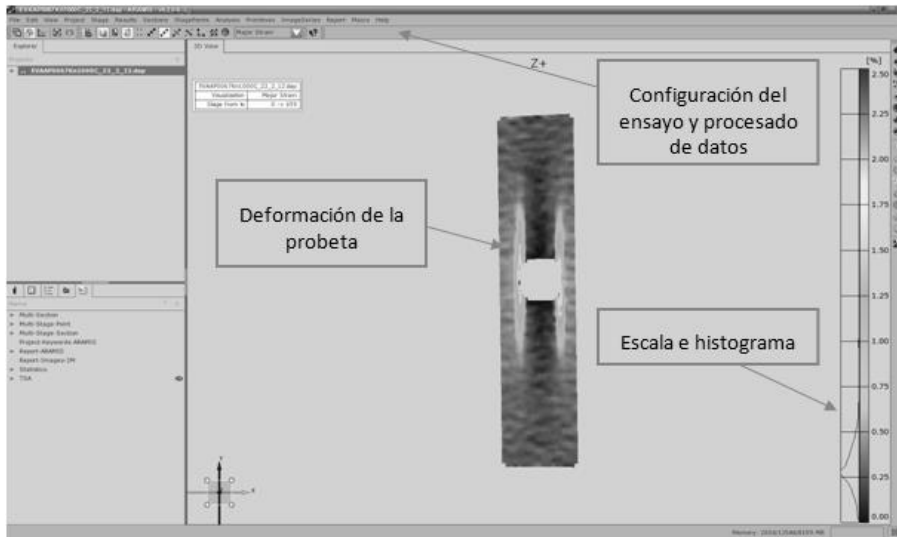


Figura II-7. Vista pantalla principal del software Aramis.

Tras el procesamiento de las imágenes, Aramis presenta los resultados en un informe que es posible configurar con los datos deseados. Existe una amplia variedad de magnitudes que Aramis permite representar además de las deformaciones totales, tales como las deformaciones en cada uno de los ejes, los desplazamientos, las tensiones, etc. Adicionalmente, se pueden establecer secciones o puntos de interés en los cuales analizar la evolución de la magnitud representada.

Excitador THE MODAL SHOP 2025E

En los ensayos dinámicos se utiliza un excitador electrodinámico modelo 2025E del fabricante THE MODAL SHOP (Figura II-8). Las características del mismo se presentan en la Tabla II-3. Puede aplicar una fuerza máxima de 58 N, con una carrera de 18 mm. Trabaja en un rango de frecuencias entre DC y 9000 Hz, estando su resonancia por encima de 6000 Hz. La aceleración y velocidad máxima que soporta son 72 g y 3 m/s, respectivamente.

Características excitador 2025E			
Fuerza de salida	58 N	Carrera	18 mm
Rango de frecuencias	DC-9000 Hz	1ª Frecuencia de resonancia	> 6000 Hz
Aceleración máxima	72 g	Velocidad máxima	3 m/s

Tabla II-3. Características técnicas del excitador 2025E.



Figura II-8. Excitador electrodinámico 2025E.

Máquina de ensayos KEELAVITE

Para la aplicación de la carga cíclica se ha empleado la máquina de ensayos dinámicos KEELAVITE, la cual consiste en un cilindro hidráulico montado sobre un bastidor metálico. Dispone de una célula de carga MTS de 50 kN y mordazas de apriete mecánico de 25 kN (Figura II-9). El conjunto se encuentra gobernado por un controlador MTS-407, que permite realizar el control del ensayo cíclico en carga o desplazamiento.

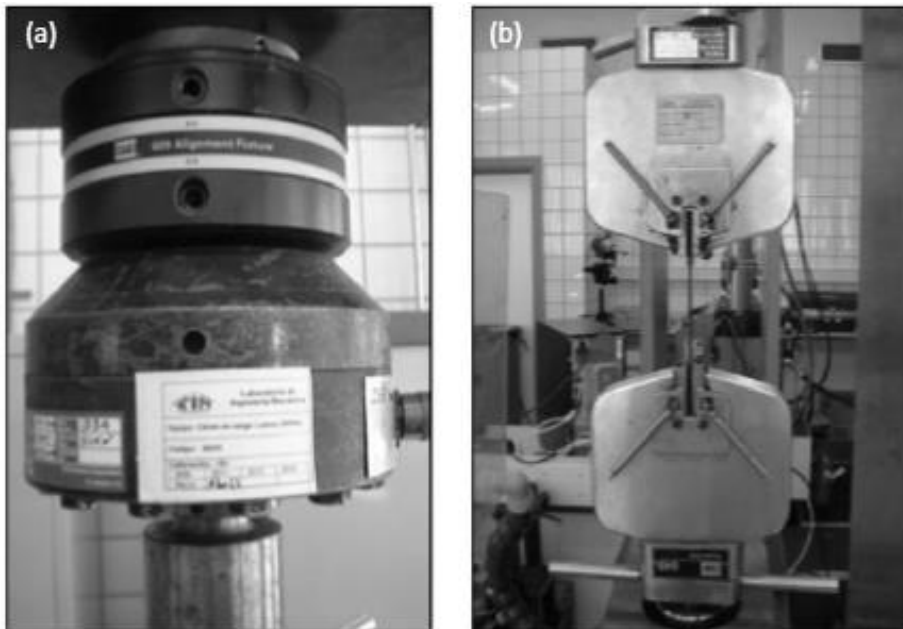


Figura II-9. Máquina de ensayos KEELAVITE: (a) Célula de carga y (b) mordazas MTS.

El empleo de dicha máquina requiere probetas de menor tamaño, lo cual ha hecho necesario reducir la longitud de estas a 160 mm, manteniendo el resto de las dimensiones sin modificar.

Ultrasonidos OLYMPUS OmniScan MX y sonda Phased Array

Para las inspecciones no destructivas en este trabajo se utiliza un sistema UT-PA consistente en un Omniscan MX (Figura II-10(a)), sistema de adquisición modular y portátil (Número elementos: 128, Apertura: 16 elementos, Voltaje: 40/80V, Ganancia: 0-74dB, Ancho de Banda: 0,75-18MHz, TCG: 16 puntos, posibilidad de rectificación, filtros y sincronización), una sonda phased array 5L64-NW1 (Figura II-10(b)), transductor lineal con 64 elementos y 5 MHz para superficies planas, una zapata a 0° SNW1-0L-IHC-C, utilizada para confinar la energía ultrasónica y proteger la cara del transductor de posibles arañazos o rayaduras, y un encoder de dos ejes (curvo V2) o lineal (*mini-wheel*) con el sistema *indexer clicker* para registrar la posición de la superficie inspeccionada en tiempo real. Además, es necesario un medio de acoplamiento (gel/agua) entre la sonda, la zapata y la pieza inspeccionada.

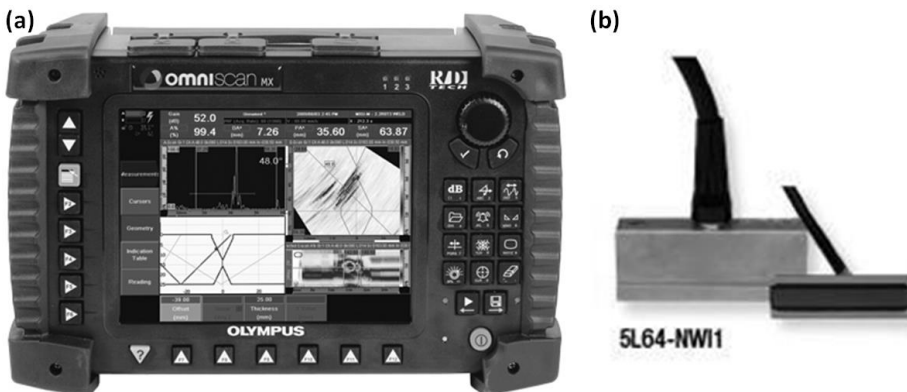


Figura II-10. Sistema de ultrasonidos PA: (a) Omniscan MX y (b) Sonda phased array 5L64-NW1.

Horno LPKF Protoflow E

En la Figura II-11 se presenta una imagen del horno Protoflow E de LPKF, empleado para realizar los ensayos de compensación de temperatura. Este horno permite introducir el perfil de temperatura deseado, aunque no se controlan las rampas de calentamiento y enfriamiento. Las características principales del equipo

se presentan en la Tabla II-4. Puede alcanzar y mantener una temperatura máxima de 320°C durante 10 minutos. Posee unas dimensiones de 400x280x300 mm³ y un peso de 18 kg.



Figura II-11. Horno Protoflow E.

Características del Horno Protoflow E			
Temperatura máxima de "Preheat"	220°C	Tiempo máximo de "Preheat"	999 s
Temperatura máxima de "Reflow"	320°C	Tiempo máximo de "Reflow"	600 s
Dimensiones	400x280x300 mm ³	Peso	18 kg

Tabla II-4. Características técnicas del horno LPKF Protoflow E.

LMS Scada SCR05 y acelerómetro monoaxial

Para la adquisición de la señal de acelerómetros se utiliza el sistema LMS Scada Mobile SCR05. Se trata de un equipo de adquisición especializado en el registro, sincronización y tratamiento de la señal de diferentes tipos de sensores, fundamentalmente de tipo piezoeléctrico, hasta una frecuencia de 51,2 kHz. Posee 16 canales de adquisición para acelerómetros y captadores de fuerza, 2 entradas para tacómetros, 2 salidas analógicas para generación de señal y GPS interno.

El equipo cuenta con el software LMS Test.Xpress para la configuración de ensayos y adquisición de la señal y el LMS Test.Lab que permite procesar los datos.



Figura II-12. LMS Scada SCR05.

ANEXO III: CURRICULUM VITAE DEL AUTOR

NOMBRE: Nicolás

APELLIDOS: Gutiérrez Vázquez

FECHA DE NACIMIENTO: 27.03.1987

CIUDAD: Algeciras

FORMACIÓN ACADÉMICA

Fecha	Tipo	Centro
2012-2014	Máster en electrónica, tratamiento de señal y comunicaciones	Univ. Sevilla
2005-2011	Ingeniería aeronáutica (aeronaves y vehículos espaciales)	Univ. Sevilla

ACTIVIDADES ANTERIORES DE CARÁCTER PROFESIONAL

Fecha	Puesto	Institución
2011-presente	Ingeniero de división de Materiales & Procesos	FADA-CATEC
2010-2011	Becario	TEAMS
2009-2010	Becario PFC	SENER y Univ. de Sevilla

PUBLICACIONES RELACIONADAS CON LA TESIS DOCTORAL

TÍTULO	AUTORES	TIPO/FECHA	NOMBRE
Different configurations for the Embedding of fiber optic sensors.	Nicolás Gutiérrez, Rosario Fernández, Sergio González, Fernando Lasagni	Congreso / 2013	17th International conference of composite structures (ICCS)
Monitoring of Curing in CFRP by means of embedded Fiber Optic Sensors	Nicolás Gutiérrez, Rosario Fernández, Sergio González, Fernando Lasagni	Congreso / 2013	17th International conference of composite structures (ICCS)
Monitoring of Strains in CFRP during mechanical testing using Fiber Bragg Grating sensors	Rosario Fernández, Nicolás Gutiérrez, Fernando Lasagni	Congreso / 2014	16th European conference on composite materials (ECCM)
Multipeak treatment of FBG sensor signal	Rosario Fernández, Nicolás Gutiérrez, Fernando Lasagni	Congreso / 2014	7th European Workshop on Structural Health Monitoring
Monitorización estructural en demostrador de ala de sistema no tripulado basada en redes de Bragg por fibra óptica.	Nicolás Gutiérrez, Juan Gutiérrez, Rosario Fernández, Fernando Lasagni	Congreso / 2015	13er Congreso nacional de ensayos no destructivos.
On the Structural Testing Monitoring of CFRP Cockpit and Concrete/CFRP Pillar by FBG Sensors	Rosario Fernández, Nicolás Gutiérrez, Humberto Jiménez, Fernando Martín, Luis Rubio, José D. Jiménez-Vicaria, Carlo Paulotto, Fernando Lasagni	Revista / 2016	Advanced Engineering Materials
Strain monitoring on a composite Aircraft cabin with fiber optic sensors	Patricia F. Díaz-Maroto, Antonio Fernández, Rosario Fernández, Nicolás Gutiérrez, Fernando Lasagni, J. Alfredo Güemes	Congreso / 2016	8th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM2016)

TÍTULO	AUTORES	TIPO/FECHA	NOMBRE
Low weight additive manufacturing FBG accelerometer: Design, characterization and test.	Nicolás Gutiérrez, Pedro Galvín, Fernando Lasagni	Revista / 2018	Measurement
FBG application to study of UAS under flying conditions	Nicolás Gutiérrez, Rosario Fernández, Pedro Galvín, Fernando Lasagni	Revista / En revisión	Aerospace Science and Technology